



UNIVERSIDAD CATÓLICA
de Colombia

**MODELAMIENTO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE UN VEHÍCULO
AÉREO NO TRIPULADO PARA LA ASPERSIÓN DE AGROQUÍMICOS EN
ÁREAS DE CULTIVOS EN FASE TEMPRANA**

**Esteban Camilo Pacanchique Gamba
702147**

**Daniel Alberto Nuñez Niño
702146**

**FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
UNIVERSIDAD CATÓLICA DE COLOMBIA
BOGOTÁ, D. C.,
2019**



**MODELAMIENTO DE UN SISTEMA DE CONTROL DE UN VEHÍCULO
AÉREO NO TRIPULADO PARA LA ASPERSIÓN DE AGROQUÍMICOS EN
ÁREAS DE CULTIVOS EN FASE TEMPRANA**

Daniel Alberto Nuñez Niño

Esteban Camilo Pacanchique Gamba

**Trabajo de grado para otorgar el título de Ingeniero Electrónico y de
Telecomunicaciones**

**Modalidad
Auxiliar de investigación**

**Docente Director:
MSc José Roberto Cuarán Valenzuela**

Eje temático: Agricultura de precisión

**Línea de investigación:
Gestión de la tecnología para la sustentabilidad de las comunidades**

**FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y DE
TELECOMUNICACIONES
UNIVERSIDAD CATÓLICA DE COLOMBIA
BOGOTÁ, D. C.,
2019**



Atribución-NoComercial-CompartirIgual 2.5 Colombia (CC BY-NC-SA 2.5)

La presente obra está bajo una licencia:

Atribución-NoComercial-CompartirIgual 2.5 Colombia (CC BY-NC-SA 2.5)

Para leer el texto completo de la licencia, visita:

<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/co/>

Usted es libre de:



- Compartir – copiar, distribuir, ejecutar y comunicar públicamente la obra
- hacer obras derivadas

Bajo las condiciones siguientes:



Atribución — Debe reconocer los créditos de la obra de la manera especificada por el autor o el licenciante (pero no de una manera que sugiera que tiene su apoyo o que apoyan el uso que hace de su obra).



No Comercial — No puede utilizar esta obra para fines comerciales.



Compartir bajo la Misma Licencia — Si altera o transforma esta obra, o genera una obra derivada, sólo puede distribuir la obra generada bajo una licencia idéntica a ésta.

Agradezco a Dios por guiarme y brindarme la fortaleza durante este largo camino. También quiero agradecer a mis padres y a mi hermano por su apoyo, su compañía y su motivación para superar tantos los buenos como los malos momentos que se presentaban día tras día. Quiero mencionar que este logro también es de ellos. Por último, deseo expresar mi agradecimiento al director de nuestro trabajo de grado, MSc José Cuarán, por su paciencia y apoyo en el desarrollo del proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	11
1. GENERALIDADES	14
1.1. Línea de investigación	14
1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	14
1.1.1. Pregunta de investigación.....	15
1.1.2. Antecedentes del problema.....	16
1.1.3. Alcances y limitaciones	26
1.3. JUSTIFICACIÓN.....	27
1.4. OBJETIVOS.....	28
1.1.4. Objetivo general	28
1.1.5. Objetivos específicos	28
2. MARCO DE REFERENCIA	29
2.1. MARCO CONCEPTUAL	29
1.1.6. Agricultura de precisión	29
1.1.7. Fase de crecimiento o temprana	30
1.1.8. Aeronaves RC y UAV's	30
1.1.9. Agroquímicos	32
1.1.10. Control difuso.....	33
1.1.11. Modelo matemático.....	34
2.2. marco geográfico	34
2.3. marco demográfico	35
2.4. Estado del arte.....	35
3. METODOLOGÍA.....	42
4. DESARROLLO DE LA PROPUESTA	44
4.1. MODELOS MATEMATICOS DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS Y TÉCNICAS DE CONTROL.....	44
4.1.1. Euler-Lagrange.....	45
4.1.2. Newton-Euler.	47
4.1.3. Diferencias entre formalismo de Newton-Euler y Lagrange-Euler.....	50
4.1.4. Descripción de fuerzas y momentos en el cuadricóptero	51
4.1.5. Ecuaciones para el sistema de movimiento de un cuadricóptero ..	54
4.1.6. Descripción de fuerzas y momentos de los formalismos (Según autores)	59
4.1.7. Técnicas de control lineal:.....	60

4.1.8.	Técnicas de control no lineal:	63
4.1.9.	MODELO DE SIMULACIÓN	65
4.2.	IDENTIFICACIÓN LAS VARIABLES QUE CARACTERIZAN EL SISTEMA EN SU ENTORNO DE OPERACIÓN	66
4.2.1.	Características de diseño	66
4.2.2.	Características meteorológicas	76
4.3.	IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS DEL SISTEMA	81
4.3.1.	Especificaciones técnicas para el cuadricóptero	81
4.3.2.	Momentos de inercia cuadricóptero	82
4.3.3.	Parámetros para la simulación	84
4.4.	estrategia de control que permita al vehículo aéreo trabajar en entornos con presencia de perturbaciones.	90
4.4.1.	Controlador PID convencional	91
4.5.	SIMULACIÓN	95
4.5.1.	Modelo de simulación OS4 QUADROTOR SIMULATION	96
1.1.12.	Simulación de diferentes trayectorias	123
1.1.13.	Efecto del cambio de masa/inercia debido a cambios de nivel de agroquímico	127
5.	CONCLUSIONES	132
6.	TRABAJOS FUTUROS	134
7.	RECOMENDACIONES	135
8.	BIBLIOGRAFÍA	136

LISTA DE TABLAS

Tabla 1	Tabla de especificaciones del motor AT3520	72
Tabla 2	Especificaciones técnicas at3520	73
Tabla 3	especificaciones hélice	74
Tabla 4	componentes para cuadricóptero	76
Tabla 5	Especificaciones técnicas	81
Tabla 6	Momentos de inercia cuadricóptero	84
Tabla 7	parámetros generales	85
TABLA 8	Inercia rotores	86
Tabla 9	Posición de COG y constante de la curva lineal	88
TABLA 10	Parámetros de hélices	89
TABLA 11	Parámetros del medio ambiente y volumen del cuadricóptero	90
Tabla 12	respuesta a coeficiente de amortiguamiento	94
Tabla 13	Valores de ganancias sintonizadas	113

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Predicción de crecimiento de la población mundial.....	11
Figura 2 Coordenadas para un Quad-rotor.....	16
Figura 3 Dron MMC F4.....	21
Figura 4 Drones de aspersión con glifosato policía nacional de Colombia	22
Figura 5 Guardian-Z10.....	23
Figura 6 Dron AGRASMG-1	24
Figura 7 Control de estructura implementado en OS4	25
Figura 8 Reconocimiento de dron en cultivo de fase temprana en agricultura de precisión	29
Figura 9 Dron para fumigación de cultivos ilícitos.....	31
Figura 10 <i>Clasificación de Drones</i>	32
Figura 11 Diferencia de un controlador difuso y uno nítido	33
Figura 12 Mosaico generado de fotografías tomadas desde un “VANT” durante la aplicación de riego sobre un cultivo.....	39
Figura 13 <i>Ensamble final de un quadcoptero</i>	40
Figura 14 marco referencial de tierra y marco referencial del cuerpo	48
Figura 15 Marco de referencia inercial de Tierra.....	48
Figura 16 Marco de referencia inercial cuerpo rígido	49
Figura 17 Momento vertical, alabeo, cabeceo y guiñada	52
Figura 18 Fuerzas horizontales	53
Figura 19 Fuerza de empuje y momento del motor	53
Figura 20 Modelo Básico del controlador predictivo.....	64
Figura 21 Fibra de carbono	67
Figura 22 Fibra de vidrio	69
Figura 23 impresión en 3d con PLA.....	70
Figura 24 T-MOTORS AT3520	72
Figura 25 hélices de 16x5.4”	73
Figura 26 Batería Gens ace 6s	75
Figura 27 Humedad relativa anual en Tunja-Boyacá	78
Figura 28 Promedio velocidad media anual del viento en Colombia	79
Figura 29. Precipitación y temperatura en la ciudad de Tunja.....	80
Figura 30 CAD Cuadricóptero.....	82
Figura 31 Medida de la parte superior del cuadricóptero.	83
Figura 32 Medida de la parte frontal del cuadricóptero.....	83
Figura 33 Esquema básico de un controlador PID	91
Figura 34 Definición de los componentes de un controlador PID.....	92
Figura 35 Respuesta de un sistema de primer orden.....	94
Figura 36 Respuesta de sistemas de segundo orden al escalón unitario	95
Figura 37 sistema de control para un cuadricoptero en MATLAB	97
Figura 38 sistema general en MATLAB.....	99
Figura 39 diagrama interno bloque de <i>initial condition</i>	101
Figura 40 diagrama interno de bloque <i>control</i>	102
Figura 41 diagrama interno de bloque <i>motors+modules</i>	103

Figura 42 diagrama interno bloque <i>aero</i>	104
Figura 43 diagrama interno bloque <i>dynamics</i>	105
Figura 44 Simulación de cuadricóptero A.	107
Figura 45 simulación de cuadricóptero B.....	109
Figura 46 Respuesta sin acción integral en posición X ante control proporcional (posición en [m], tiempo en [s]).....	110
Figura 47 Respuesta sin acción integral en posición Y ante control proporcional (posición en [m], tiempo en [s]).....	111
Figura 48 Respuesta con acción integral, proporcional y derivativo en 1. Para posición X (posición en [m], tiempo en [s]).....	112
Figura 49 Respuesta con acción integral, proporcional y derivativo en 1. Para posición Y (posición en [m], tiempo en [s]).....	112
Figura 50 Respuesta en posición X ante un control proporcional derivativo (posición en [m], tiempo en [s]).....	114
Figura 51 Respuesta en posición Y ante un control proporcional derivativo (posición en [m], tiempo en [s]).....	114
Figura 52 respuesta de altitud sin sintonización.	115
Figura 53 respuesta de altitud a ganancia proporcional de 1.....	116
Figura 54 respuesta a ganancia proporcional de 4.....	117
Figura 55 Respuesta controlador ganancia integral de 1.....	118
Figura 56 Respuesta controlador ganancia integral de 4.....	119
Figura 57 respuesta a ganancia derivativa de 0.4712.....	121
Figura 58 Respuesta de velocidad en X con acción proporcional en 1. ...	122
Figura 59 Respuesta de velocidad en X con acción proporcional en 0.4.....	123
Figura 60 posición en el eje X, Y. Con una entrada de escalón. (posición en [m]).....	124
Figura 61 posición en el eje X, Y. Con una entrada seno y coseno. (posición en [m]).....	125
Figura 62 Vector de tiempo y posición X. (posición en [s], posición en [m]).....	125
Figura 63 Vector de tiempo y posición Y. (posición en [s], posición en [m]).....	126
Figura 64 Trayectoria final del cuadricóptero en los ejes X, Y. (posición en [m], posición en [m]).....	126
Figura 65 trayectoria en 3D.....	127
Figura 66 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el X (posición en [m])......	128
Figura 67 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el Y (posición en [m])......	128
Figura 68 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el Z (posición en [m])......	129
Figura 69 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el X (posición en [m])......	129
Figura 70 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el Y (posición en [m])......	130
Figura 71 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el Z (posición en [m])......	130

RESUMEN

Los vehículos aéreos no tripulados se han convertido en herramientas fundamentales en labores para las que el hombre tiene aptitudes limitadas que le impiden una optimización superlativa del tiempo. Por este motivo durante el proyecto grado se busca construir el modelamiento de un controlador que genere un aporte significativo a la construcción del vehículo aéreo no tripulado propuesto por el grupo de investigación GRIIS de la universidad católica de Colombia.

Para conseguir el objetivo general del proyecto de grado es necesario indagar en métodos matemáticos que se utilizan para el modelamiento de un vehículo aéreo no tripulado (UAV). En cada uno de ellos se deben tener en cuenta las fuerzas externas como: fuerza de empuje, fuerza de arrastre, fuerza central entre otras. Posteriormente se debe calcular los momentos de inercia para los ángulos de pitch, roll y guiñada. ya que estas variables permitirán conocer el comportamiento del sistema en todo tipo de circunstancias o zonas de trabajo.

Como siguiente paso luego de tener modelado el comportamiento físico del vehículo aéreo no tripulado, se debe elegir un sistema de control que permita mantenerlo estabilizado, debido a que en la zona donde se desea trabajar se tienen distintas condiciones geográficas tales como presión atmosférica, velocidad del viento, humedad e irregularidades en el terreno, que llevaran al sistema a un punto de inestabilidad evitando la adecuada aspersión del agroquímico sobre los cultivos deseados.

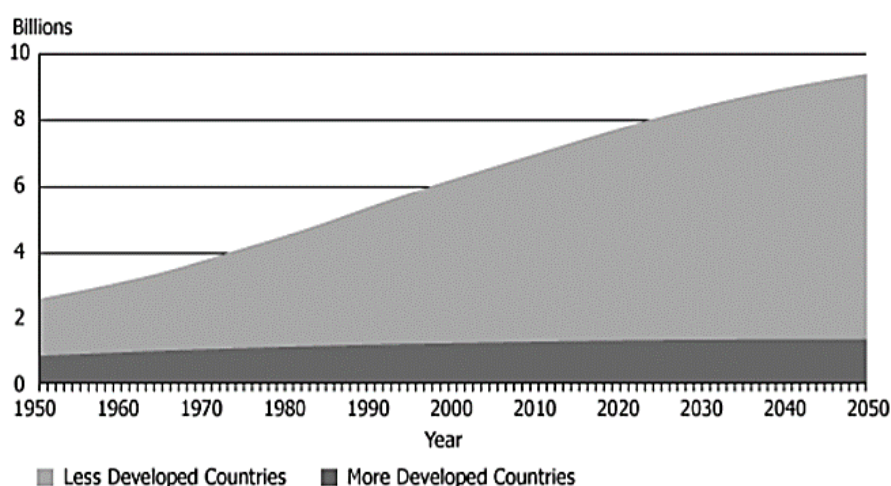
Finalmente, luego de elegir el sistema de control que permita la maniobrabilidad y estabilización de las diferentes variables incorporadas en el sistema de trabajo se procederá a realizar una simulación que permita verificar el comportamiento del UAV en una trayectoria usual de trabajo, teniendo en cuenta que en su controlador de vuelo ya tendrá incorporado el modelo construido con anterioridad. Para esto se hará uso de la herramienta de simulación SIMULINK de Matlab.

PALABRAS CLAVE: Modelo de control, Modelo Matemático, UAV, Aspersión, Agroquímico, Cultivos, Simulación.

INTRODUCCIÓN

La población mundial superó los 7000 millones en el año 2015, tal como se muestra en la figura 1. Si este incremento no se enfrenta de una forma adecuada podría incurrir en un problema de sustentabilidad. Por este motivo se debe proporcionar una ampliación importante en la producción de productos agrícolas. La falta de tierras agrícolas, los altos costos laborales, los cambios en el clima, las pérdidas de cultivos debido a las plagas traen desafíos adicionales que limitan el acceso a alimentos de buena calidad para las personas en los países en desarrollo¹.

Figura 1 Predicción de crecimiento de la población mundial



Fuente: Pederi, Y. A., & Cheporniuk, H. S. Unmanned Aerial Vehicles and new technological methods of monitoring and crop protection in precision agriculture. 2015 IEEE 3rd International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2015 - Proceedings, 298–301. [Consultado el 10 de enero de 2019]. Disponible en la web < <https://doi.org/10.1109/APUAVD.2015.7346625>>

El problema clave que enfrentan los agricultores de todo el mundo es la falta de eficiencia y flexibilidad en los métodos de protección de cultivos. Los métodos actuales se basan principalmente en máquinas terrestres, como los tractores, que son lentos, derrochadores y caros ². Gran parte de los agricultores están a la disposición de los cambios que puedan incurrir sobre sus siembras dejando de lado los métodos de protección, esto lleva a que ellos no tengan conocimiento

¹ Pederi, Y. A., & Cheporniuk, H. S. Unmanned Aerial Vehicles and new technological methods of monitoring and crop protection in precision agriculture. 2015 IEEE 3rd International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2015 - Proceedings, 298–301. Disponible en la web < <https://doi.org/10.1109/APUAVD.2015.7346625>>

² Ibid., p. 298.

del estado en el que se encuentran sus cultivos y por este motivo se producen grandes pérdidas en la producción.

En los últimos años los vehículos aéreos no tripulados se están convirtiendo en una opción para diferentes usos como: monitoreo ambiental, topografía, operaciones militares y agricultura de precisión. Esta última permite la vigilancia, protección de cultivos, aspersión de productos químicos, entre otras. Los agricultores japoneses usan helicópteros no tripulados y el 40% de todos los campos de arroz en Japón se rocían con la ayuda de aviones no tripulados ³.

Este método permite reducir costos en relación con la aviación agrícola, además permite una mayor precisión y seguridad en las áreas que se desean trabajar. Para actividades agrícolas se pueden destacar los vehículos aéreos no tripulados como multi-rotor y de ala fija. Los helicópteros son útiles para pequeñas granjas, granjas con terreno difícil y bodegas. Los vehículos de ala fija pueden realizar el mismo trabajo que los aviones de tractor de ala fija normal ⁴. Pero este último presenta unas desventajas como la necesidad de una pista para poder realizar el despegue o el aterrizaje, también se tiene menor eficiencia en cuanto a la aspersión de los químicos en el terreno, debido su velocidad mínima de sustentación en el aire.

La agricultura de precisión es un paso inevitable hacia la evolución de la agricultura. Es complicado pensar que la solución para el aumento de demanda en el consumo de productos adquiridos a partir de la agricultura, se va a solucionar ocupando más y más espacio rural en tareas del sector agropecuario, ya que no solamente se llegará al punto de escasear en el territorio, sino que este tipo de soluciones afectaría también de manera negativa el equilibrio ambiental de la población, debido a que se requeriría de la tala de árboles para conseguir los terrenos descubiertos necesarios para la siembra y trabajo de diferentes productos de importante acceso en el mercado. Es por esto que la agricultura de precisión da un paso al frente, proponiendo la optimización máxima posible de cada pequeño espacio y cada pequeña tarea, ya que en este tipo de actividades no solamente se genera una competitividad en el mercado teniendo una gran zona de trabajo, sino que también es necesario contar con los recursos necesarios para que los productos puedan ser trabajados de la manera más rápida posible para adquirir en su fase final los usufructos respectivos.

Es por esto que el Grupo de Investigación en Ingeniería para la Sustentabilidad (GRIIS) de la Universidad Católica de Colombia, se ha interesado en la implementación de un vehículo aéreo no tripulado en la aspersión de agroquímicos, tarea que representa un gran aporte a todo tipo de cultivos o de zonas de trabajo agropecuario, y que sería de difícil ejecución por medio de un

³ Ibid., p. 299.

⁴ Ibid., p. 300.

equipo terrestre de aspersión, teniendo en cuenta que los terrenos Colombianos que se prestan para la agricultura tienen distintos tipos de suelo y de relieve que impidieron el óptimo desarrollo de tareas por parte de este tipo de mecanismos.

Este proyecto de grado se centra en el desarrollo de un modelo matemático de un vehículo aéreo no tripulado y un sistema de control de vuelo que le permitan llevar a cabo la aspersión de agro-químicos en cultivos de fase temprana. Tanto el modelo del sistema como el control permiten que el vehículo aéreo no tripulado (UAV) tenga alta capacidad de maniobrabilidad ante las perturbaciones que se pueden presentar en el medio ambiente o incluso en la misma carga suspendida. Inicialmente se describen diferentes métodos matemáticos y técnicas de control.

1. GENERALIDADES

1.1. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN

Gestión y tecnología para la sustentabilidad de las comunidades.

1.2. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Actualmente la mayoría de pequeños productores llevan a cabo sus actividades agrícolas de forma rudimentaria, lo cual conlleva a un uso ineficiente de los recursos naturales, y sobre costos por insumos agrícolas que finalmente se traduce en baja rentabilidad para los agricultores. Ante esto, la agricultura de precisión resulta ser una buena opción para mitigar estos problemas. Elementos claves de esta forma de producción agrícola son los tractores y los vehículos aéreos no tripulados. Los primeros tienen como limitaciones el alcance a zonas de difícil acceso y la velocidad de operación.

En el mercado actual se pueden encontrar diferentes tipos de drones que facilitan un número muy grande de actividades técnicas, entre ellos, es cierto que ya existen algunos diseñados para tareas que se encuentran en el sector agropecuario, pero los drones que otorgan entre sus características la posibilidad de transportar una carga, por mínima que sea, tienen un costo muy elevado en el mercado, costo que difícilmente puede ser cubierto por productores agrícolas que no tengan un nivel elevado de mercado o que se encuentren iniciando sus procesos de productividad.

Es por esto que con el proyecto de grado no solo se busca generar un aporte tecnológico a la agricultura de precisión en Colombia, área de desarrollo que se encuentra en un avance muy lento a comparación de otros países y en la cual en un futuro recaerá uno de los principales medios de sustentabilidad económica del país, teniendo en cuenta que en cuanto a servicios de nivel agropecuario Colombia es uno de los países con mayor impacto y oportunidad de mercado. Si no que también se espera generar un aporte a agricultores de bajo o medio nivel para que puedan generar un equilibrio de competitividad y no se vean en una desventaja tan amplia con respecto a la optimización de tareas con empresas de gran calibre en el área de la agricultura.

Para conseguir de manera satisfactoria este aporte a la comunidad agrícola, es necesario identificar qué tipo de modelamiento de control sería pertinente implementar en el vehículo aéreo no tripulado, para que permita a los usuarios agricultores generar la carga de los agroquímicos de manera segura y que su

aspersión se genere de manera eficiente. Aunque ya se encuentran desarrolladas varias tarjetas controladoras que han ido avanzando con respecto a la tecnología incorporada en los drones, es necesario para la primer fase de ejecución del proyecto de grado, identificar, modelar y simular un controlador eficiente que permita hacer uso de él dron escogido en la segunda fase del proyecto de grado de manera óptima, teniendo en cuenta que dentro del territorio Colombiano se puede encontrar la necesidad de no solo incorporar a estos modelos de control, variables derivadas del peso del fluido en carga, sino que también los cambios de zona y los diferentes estados del medio ambiente que se pueden encontrar en áreas agropecuarias del país van a presentar variables de adquisición que deben ser trabajadas y optimizadas por el controlador de vuelo escogido o diseñado.

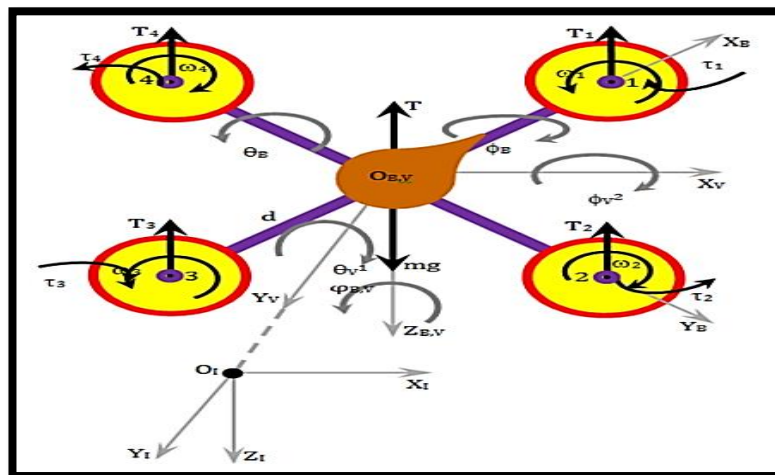
1.1.1. Pregunta de investigación.

¿Qué alternativa se puede proponer para modelar un sistema de control de un vehículo aéreo no tripulado para la aspersión de agroquímicos en áreas de cultivos en fase temprana?

1.1.2. Antecedentes del problema.

Para realizar el modelo matemático de un vehículo aéreo no tripulado, se debe considerar su desplazamiento en los ejes del plano cartesiano (X, Y, Z). Cada plano está descrito con un ángulo de rotación. Para el eje X se encuentra el ángulo ϕ (roll), para el eje Y se encuentra θ (pitch) y por último en el eje Z esta ψ (yaw). Teniendo en cuenta los ejes y los ángulos se dice que el vehículo aéreo no tripulado tiene 6 grados de libertad. En la Figura 2 se puede observar el sistema de coordenadas en de un cuadricóptero. Balasubramanian et al. desarrollaron un modelo matemático para un cuadricóptero por el método de la Lagrange, además utilizan para su modelo variables similares como: la aceleración de la gravedad; la masa total del helicóptero; Los momentos de inercia respecto a los ejes, y los coeficientes de arrastre^{5 6}.

Figura 2 Coordenadas para un Quad-rotor



Fuente: Armah, S., Yi, S., Choi, W., & Shin, D. Feedback control of quad-rotors with a matlab-based simulator. American Journal of Applied Sciences, 13(6). 2016. p 779–793. [Consultada el 9 enero de 2019]. P. 780. Disponible en la web: < <https://doi.org/10.3844/ajassp.2016.779.793> >

⁵ Balasubramanian, E., & Vasantharaj, R. Dynamic Modeling and Control of Quad Rotor. SR Technical University. 2013. International Journal of ..., 5(1), p 63–69. [Citado 3 de Agosto de 2018] Disponible en la web: <https://pdfs.semanticscholar.org/0a63/3124c8c3991d10f0b0205b2076bb3a4795f9.pdf> >

⁶ SALIH, Atheer., MOGHAVVEMI, M., MOHAMED, Haider y GAEID, Khalaf. Flight PID controller design for a UAV quadrotor. Malaysia. University Malaya Kuala Lumpur. 2010. P 3661-3662. [Citado 3 de Agosto de 2018]. Disponible en la web: <https://pdfs.semanticscholar.org/9539/7d8dcdf0f086747c8980a592b13939a018a0.pdf>

Tamayo, Villaseñor, Ibarra y Orozco describen en su trabajo algunos modelos matemáticos para multirrotores. En primer lugar, se realiza la descripción clásica del movimiento dinámico de un cuerpo rígido dividiéndose en las ecuaciones de Newton y Euler. Las ecuaciones de Newton describen un movimiento de traslación, mientras que las ecuaciones de Euler describen un movimiento de rotación. Por otro lado, está el método matemático de Euler-Lagrange, en el que se utilizan coordenadas generalizadas; mientras que el enfoque Hamiltoniano usa impulso y coordenadas de posición⁷. Sin embargo, en el artículo desarrollan dos modelos matemáticos con otro método llamado Spatial Operator Algebra (SOA). La principal ventaja de SOA es que permite modelos muy concisos que pueden traducirse en algoritmos recursivos eficientes para objetos complejos, por ejemplo, robots en serie⁸.

Carmona y Cromwell utilizan el método matemático de Lagrange para modelar un cuadricóptero. Ellos definen la ecuación como: el total de la fuerza cinética (T) menos el total de la energía potencial (V). Para poder realizar el procedimiento se deben conocer otras variables como: las fuerzas generalizadas (coeficiente de empuje, arrastre, inercia del rotor, velocidad angular del rotor) y coordenadas generalizadas. Finalmente logran obtener tres ecuaciones que describen los ángulos de rotación del vehículo aéreo no tripulado⁹.

Los modelos matemáticos más utilizados para realizar el modelamiento del vehículo aéreo no tripulado son el método de la Euler-Lagrange y el método de Newton-Euler. No solo porque permiten realizar el modelamiento para el sistema dinámico de una forma eficiente y sencilla, sino que también en la literatura indagada son las metodologías más utilizadas para determinar un desarrollo detallado sobre las aerodinámicas del cuadricóptero.

En ingeniería existen diferentes técnicas y métodos para desarrollar un sistema de control. Farid Kendoul, señala el desarrollado de diferentes arquitecturas de control y algoritmos para helicópteros tripulados a gran escala y helicópteros no tripulados. Los sistemas de control tradicionales para helicópteros tripulados han

⁷ TAMAYO, Alejandro., VILLASEÑOR, Cesar., IBARRA, Juan and OROZCO, Santos. Multirotor Modelling and Simulation : Screws , S.O.A ., Euler Angles , Quaternions , Wind. Mexico. [en línea]. 2017. P 1 – 3. [citado 3 de agosto de 2018].. Disponible en la web:< <https://ieeexplore.ieee.org/document/8108853> >

⁸ Ibid., p. 2.

⁹ Carmona, U. R., & Cromwell, O. Diseño , construcción y control de una aeronave tipo dron. Mexico. Universidad nacional autónoma de México[en línea]. 2016. P 85 – 89. [citado 3 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2IKEFtb> >

sido principalmente los sistemas de aumento de estabilidad (SAS), que se ocupan del control de altura o altitud¹⁰.

La categoría mencionada por Farid Kendoul respecto a los sistemas de control de vuelo se clasifican en tres grupos. El primer grupo contiene los controladores basados en aprendizaje como lo son el controlador de lógica difusa, aprendizaje basado en humanos y redes neuronales. En segundo lugar, están los controladores lineales, en estos se encuentran sistemas como PID, LQR, H infinito y Gain scheduling. Finalmente, se mencionan los controladores no lineales, en los que se encuentra el modelo de control predictivo, control de saturación anidado, Backstepping y el control adaptativo.¹¹

Bandara y Gaspe en su artículo Fuzzy Logic Controller Design for an Unmanned Aerial Vehicle explican que para realizar un sistema de control lineal se deben despreciar variables externas para poder desarrollarlo. Pero en el mundo real, la dinámica de los vehículos aéreos no tripulados esta descrita por múltiples factores que están en el entorno en el que se sobrevuela, afectando su aeronavegabilidad. Por este motivo los autores desarrollaron un controlador que tiene un enfoque lingüístico basado en un conjunto de reglas y funciones, denominado control difuso, perfecto para las trayectorias no lineales¹².

En el año 2010 en Malasia diseñaron un cuadricóptero utilizando un Controlador Proporcional, Integral y Derivativo (PID). Tres años más tarde en India también se diseñó un vehículo aéreo de 4 rotores, pero este empleó un controlador llamado "Computer torque control" que se utiliza considerablemente para compensar una variedad de sistemas dinámicos. El método propuesto puede superar el control PID en muchos sistemas mecatrónicos complejos¹³.

Benbouali, Taleb, Chabni, & Bessaad en el año 2017 presentaron el diseño de un controlador PI para el sistema de inclinación en un cuadricóptero. El modelo matemático del vehículo está basado en el modelo de Lagrange. Además,

¹⁰ KENDOUL, Farid. Survey of Advances in Guidance, Navigation, and Control of Unmanned Rotorcraft Systems. Australia. Centre for Aerospace Automation [en línea]. P 320 – 322. 2011. [citado 3 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/rob.20414> >

¹¹ Ibid., p 325.

¹² Bandara, R. M. N., & Gaspe, S. Fuzzy logic controller design for an Unmanned Aerial Vehicle. Malabe. institute of Information Technology [en línea]. 2016., p 1–5. [citado 3 de agosto de 2018]. Disponible en la web: <<https://doi.org/10.1109/ICIAFS.2016.7946544> >

¹³ Balasubramanian, E., & Vasantharaj, R. Op.cit., p 66.

mencionan que modelos resultantes de la simulación están listos para ser utilizados por otras investigaciones¹⁴.

En la Universidad Nacional Autónoma de México llevaron a cabo el diseño, la construcción y control de una aeronave. Para el modelo matemático del sistema se basaron en el método de Euler-Lagrange. Con base en las ecuaciones diferenciales que se obtuvieron durante el procedimiento, se llegó a una representación matricial en términos de variables de estado, la cual, en primera instancia, es no lineal; posteriormente, se definió un punto de equilibrio y se efectuó una linealización del modelo en torno del mismo¹⁵. Consecutivamente diseñaron la ley de control que permitiera la regulación y estabilización vertical. Para ello, se optó por un controlador por retroalimentación de estados (LQR, acrónimo en inglés Linear Quadratic Regulator). Dicha técnica de control fue seleccionada debido a su eficiencia para controlar plantas inestables, su robustez, su fiabilidad y por su sencilla implementación¹⁶.

En la Universidad Pedagógica y Tecnológica de Colombia diseñaron e implementaron un sistema de control para un cuadricóptero. El modelo dinámico que utilizan para la simplificación es Euler-Lagrange. Para este tuvieron en cuenta la masa del mismo, el valor de entrada del i -ésimo motor, la velocidad Angular i -ésimo rotor, la aceleración lineal, las aceleraciones angulares, fuerzas, pares aerodinámicos sobre el cuadricóptero y por último términos de matriz de inercia. Diseñaron un control de modo deslizante (SMC), mencionando que es una estrategia de control robusta, debido a que el sistema es forzado a anular dinámicas no modeladas, adicionalmente no tiene en cuenta incertidumbre paramétricas, y presenta alta sensibilidad a determinadas perturbaciones del sistema¹⁷.

En cuanto a los vehículos aéreos no tripulados personales (pequeños) generalmente tienen un rango de acción de hasta 300 m, por lo que se pueden controlar fácilmente y determinar visual posición, sin necesidad de sensorica. Los vehículos aéreos no tripulados con rango de acción de varios kilómetros deben tener instrumentos para determinar la altitud, velocidad y coordenadas de

¹⁴ Benbouali, A., Taleb, R., Chabni, F., & Bessaad, T. PI control of quad-rotor unnamed vehicle based on lagrange approach modelling. Algeria, Hassiba Benbouali University [en línea]. 2017. P 1–4. [citado 3 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <https://doi.org/10.1109/ICMIC.2016.7804227> >

¹⁵ Carmona, U. R., & Cromwell, O. p.cit., p. 85.

¹⁶ Ibid. P. 111.

¹⁷ Lara Sosa, B. M., Fagua Perez, E. Y., Salamanca, J. M., & Higuera Martinez, O. I. Diseño e implementación de un sistema de control de vuelo para un vehículo aéreo no tripulado tipo cuadricóptero. Tunja. UPTC [en línea]. 2017. P 32–46. [citado el 5 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <https://doi.org/10.14483/22487638.10256> >

los UAV para proporcionar al operador la información necesaria sobre el vuelo a través del canal de telemetría¹⁸.

Los instrumentos incorporados en los vehículos aéreos no tripulados permiten una navegación más segura, ya que se le incorporan sensores para tomar lecturas del entorno en que se encuentra realizando actividades. Estos instrumentos de medición especiales, como altímetros, giroscopios, acelerómetros, etc. Y cuantos más instrumentos tenga, mayor será la precisión. Pero a medida que se agregan sensores afectarían a la batería ya que tendrá un mayor consumo de energía. Además, su peso incrementaría afectando la capacidad de carga de los UAV y el tiempo de vuelo¹⁹.

Es de vital importancia brindar el mayor rendimiento a los vehículos aéreos no tripulados, ya que su tiempo de vuelo tiene que ser lo más óptimo posible, por este motivo se debe tener en cuenta el consumo de energía de cada componente a instalar. En el mercado existen gran cantidad de sensores que pueden ser utilizados para capturar señales, pero podría existir inconvenientes que afectarían directamente el tiempo de vuelo.

Computer & Complexes estudiaron sensores de presión, temperatura y sensor de campo magnético. Además, menciona que los sensores micro-electromecánicos (MEMS) son pequeños, tienen alta precisión y sensibilidad, bajo consumo de energía y salida digital²⁰. Lo que quiere decir que brinda mayor tiempo de vuelo, permitiendo ahorrar energía en situaciones críticas, lo que reduce la posibilidad de pérdida de UAV, al mismo tiempo estos sensores tienen una desventaja y es su alto costo de producción.

En la Universidad de Stuttgart Alemania y Universidad de tecnología de Queensland de Australia han desarrollado un sistema de control LQR y un control predictivo no lineal que serán implementados en un Cuadricóptero con carga suspendida de 2 Kg. Para el modelo matemático utilizan la función de lagrange donde se representa la energía cinética y la energía potencial de la carga²¹.

¹⁸ Computer, A., & Complexes, I. Testing System for Unmanned Aerial Vehicles Microelectromechanical Sensors. Kiev. National Aviation University.p. 180–183. Disponible en la web: <
<https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/8308804/authors> >

¹⁹ Ibid., p. 181-182

²⁰ Ibid., p. 182.

²¹ Rachte, J. E., Toro, L. F. G., & McFadyen, A. Multi-rotor with suspended load: System Dynamics and Control Toolbox. Germany. University of Stuttgart. 2015, p 1–9. [citado 5 de agosto de 2018]. Disponible en la web: <
<https://doi.org/10.1109/AERO.2015.7119210>>

En el trabajo se evidencia que el controlador LQR tiene una desviación significativa en la trayectoria de referencia, en cambio el sistema de control NMPC reduce tal evento. Pero Ambos algoritmos de control óptimo muestran un rendimiento deficiente cuando se producen perturbaciones no predecibles o incertidumbres en el modelo. Los posibles métodos para facilitar estos problemas podrían ser la adición de una acción integral o un modelo de control predictivo basado en el aprendizaje²². Es importante realizar un control eficiente para que el UAV pueda realizar su funcionalidad de aeronavegabilidad de forma correcta.

A nivel comercial se encuentra el cuadricóptero MMC F4, para el sector de agricultura de precisión, este desempeña trabajos en la polinización de plantas y aspersión de pesticidas. Presenta problema en áreas lluviosas, con nieve y polvo. Las condiciones de sol y nubosidad son las recomendadas para su eficiente operación. Por otro lado, Tiene un tiempo de vuelo de 22 minutos sin carga y con la carga completa que son 10 Kg tiene un tiempo de vuelo de 10 minutos²³ (Véase figura 3).

Figura 3 Dron MMC F4



Fuente: MMC F4 Agriculture UAV Drone en venta | Agricultura mundial. [Consultada el 9 de enero de 2019]. P. 1. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2IWGT0x> >

El 26 de junio de 2018 llegan a Colombia drones para la fumigación con glifosato (ver Figura 4). Según el director de Antinarcóticos de la Policía Nacional, general Fabián Cárdenas Laurence, los drones tienen una capacidad para transportar hasta 10 litros de químico que duran 17 minutos por hectárea. El valor de un vehículo aéreo no tripulado oscila entre los 10 mil y 15 mil dólares. Es decir, unos

²² Ibid., p. 4.

²³ MMC F4 Agriculture UAV Drone en venta | Agricultura mundial. [citado el 5 de agosto de 2018]. disponible en la web: < <https://bit.ly/2IWGT0x> >

35 millones de pesos, valor que varía anualmente entre 3 y 5 millones de pesos más²⁴.

Pero en el mes de noviembre Según declaraciones entregadas por el ministro de defensa Guillermo Botero, los resultados que a hoy tiene el gobierno nacional sobre efectividad de los drones para erradicación de cultivos ilícitos es insuficiente. Según el General José Ángel Mendoza, subdirector de la Policía Nacional y exdirector de Antinarcóticos menciona que cuando el dron se encuentra con una montaña, un tronco o un árbol alto entre otros y trata de desviarse con sus sensores, gira a ambos lados, no encuentra salida y se queda estático²⁵.

Figura 4 Drones de aspersión con glifosato policía nacional de Colombia



Fuente: Cultivos ilícitos erradicados con drones, un proyecto en Colombia | Radio Nacional de Colombia. Radio Nacional de Colombia. 2018. [Consultado el 9 de enero de 2019]. P. 1 Disponible en la web: < <https://www.radionacional.co/noticia/actualidad/asi-se-realiza-la-erradicacion-de-cultivos-ilicitos-drones> >

²⁴ Cultivos ilícitos erradicados con drones, un proyecto en Colombia | Radio Nacional de Colombia. Radio Nacional de Colombia [en línea]. 2018. [citado 10 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2XOdktx> >

²⁵ ¿Fracasaron los drones para erradicar cultivos ilícitos? | Radio Nacional de Colombia. Radio Nacional de Colombia [en línea]. 2018. [citado el 10 de agosto de 2018] Disponible en la web: < <https://www.radionacional.co/noticia/drones-erradicacion-cultivos-ilicitos> >

La empresa Zerotech diseñó un vehículo aéreo no tripulado llamado Guardian-Z10, el cual tiene un diseño estructural de cuatro ejes en forma de cruz, ideal para la fumigación de cultivos. GUARDIAN evita la duplicación de rociado en las mismas áreas y tiene un amplio rango de rociado, lo que hace que el rociado de cultivos sea uniforme y efectivo. Con una carga nominal de 10 kg, la superficie cubierta en un viaje es de aproximadamente 2,5 acres. Además, tiene un tiempo de vuelo de 12 a 15 minutos y una altura de operación de 1 a 3 metros²⁶ (véase figura 5).

Figura 5 Guardian-Z10



Fuente: ZEROTECH-ZEROTECH Página web oficial | ZEROTECH drone | Drone. 2017. [Consultado el 9 de enero del 2019]. P. 1. Disponible en la web: < <https://www.zerotech.com/en/shouhu03.html> >

El potente sistema de propulsión del MG-1 permite a la aeronave transportar hasta 10 kg de carga útil líquida, incluidos pesticidas y fertilizantes. La combinación de velocidad y potencia significa que se puede cubrir un área de 4,000 a 6,000 m² en solo 10 minutos, o 40 a 60 veces más rápido que las operaciones de pulverización manual. El tiempo de vuelo es de 24 minutos con 12,5 kg de peso de despegue o de 10 minutos con 22,5 kg de peso de despegue además cuenta con una velocidad de 22 m/s²⁷. Véase figura 6.

²⁶ ZEROTECH-ZEROTECH Página web oficial | ZEROTECH drone | Drone [en línea]. 2017. [Citado 12 de Agosto de 2018] Disponible en la web: < <https://www.zerotech.com/en/shouhu03.html> >

²⁷ AGRAS MG-1 – DJI's First Agriculture Drone - DJI. Página web oficial [en línea]. 2019. [Citado 23 de enero de 2019] Disponible en la web: < <https://www.dji.com/mg-1?site=brandsite&from=nav> >

Figura 6 Dron AGRASMG-1



Fuente: AGRAS MG-1 – DJI's First Agriculture Drone - DJI. Página web official. 2019.[Consultado el 9 de enero de 2019]. P. 1. Disponible en la web: < <https://www.dji.com/mg-1?site=brandsite&from=nav> >

Por otro lado, Bouabdallah, 2007 realizó una tesis sobre el modelado, diseño y control de robots voladores en miniatura con un enfoque en el despegue vertical y el aterrizaje para cuadricópteros. El primer robot es un cuadricóptero como banco de pruebas con procesamiento de datos y suministro de energía; Para este se utiliza el modelo matemático Euler-Lagrange. El segundo robot, OS4, es un cuadricóptero altamente integrado con procesamiento de datos y fuente de alimentación. Se utilizaron el formalismo de Newton-Euler, la identificación del modelo y las teorías de momento para modelar el Quad-rotor OS4.²⁸

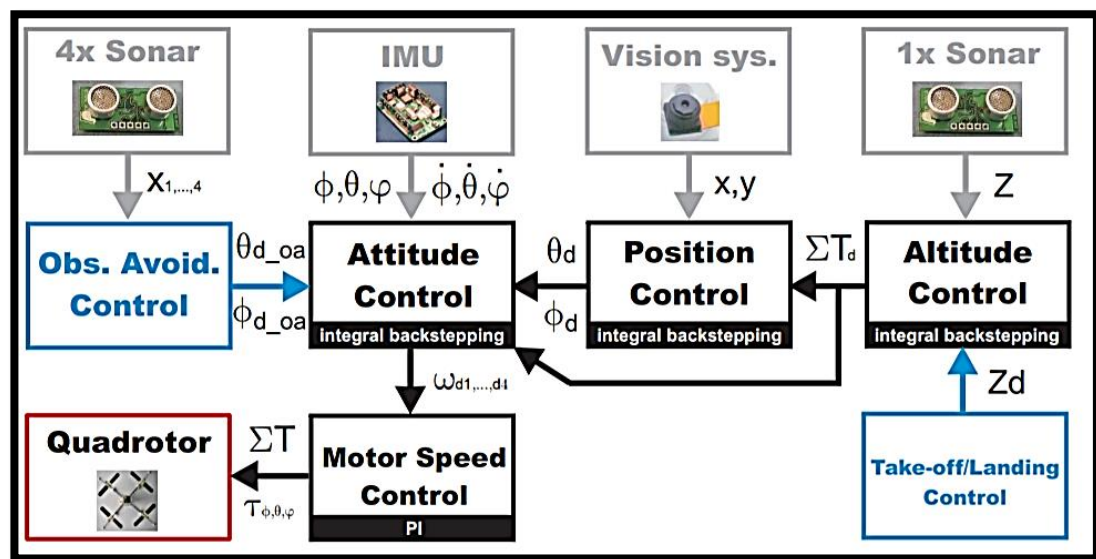
Bouabdallah menciona 5 técnicas de control en su artículo. La primera técnica se basa en la teoría de Lyapunov, especialmente para el control del ángulo de guiñada. El segundo es un controlador PID, este solo fue capaz de controlar el cuadricóptero en posición cercana y en ausencia de grandes perturbaciones. El tercero es un controlador LQ, muestra resultados de estabilización promedio. Se mostró menos dinámico que el PID. La cuarta técnica de control es el Backstepping, su capacidad para controlar los ángulos de orientación en presencia de perturbaciones es muy interesante. La técnica del modo deslizante es el quinto enfoque,²⁹.

²⁸ BOUABDALLAH, Samir. Design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid [en línea]. 2007. [citado el 15 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

²⁹ Ibid., p. 45.

Los resultados de todos estos enfoques de control conducen a una combinación de PID y Backstepping en el llamado Backstepping Integral. El experimento ha demostrado que OS4 actualmente puede despegar, flotar, aterrizar y evitar colisiones automáticamente. Por lo que sabemos, OS4 es el primer Quad-rotor prácticamente capaz de una maniobra para evitar colisiones. En la figura 7 se observa la estructura implementada³⁰.

Figura 7 Control de estructura implementado en OS4



Fuente: BOUABDALLAH, Samir y SIEGWART, Roland. Full Control of a Quadrotor. Switzerland. Swiss Federal Institute of Technology. 2007. [consultado el 9 de enero de 2019]. P. 3. Disponible en la web: https://www.researchgate.net/publication/4297041_Full_control_of_a_quadrotor (154)

Setiono et.al; en su artículo Designing and Implementation of Autonomous Hexarotor as Unmanned Aerial Vehicle diseñaron un modelo matemático para un vehículo aéreo no tripulado de 6 rotores implementando el método de Newton y Euler. Este se enfoca en la translación y rotación del vehículo aéreo no tripulado, además para la estabilidad y rendimiento del UAV utilizaron sensores como: acelerómetro, giroscopio, brújula y sistema de posicionamiento global (GPS). A partir de estos desarrollaron un controlador Proporcional, Integral y Derivativo (PID). Como resultados de las pruebas realizadas al Hexa-rotor muestra que tiene una condición bastante estable durante el vuelo y también un

³⁰ Ibid., p. 45.

buen desempeño durante el control manual e incluso en misiones de vuelo autónomas³¹.

Para ese Hexa-rotor utilizan un microcontrolador ATmega 2560 incorporándole sensores de unidad de medida inercial (IMU), tales como Acelerómetro: MPU6050 de 6 ejes, Giroscopio: MPU6050 de 6 ejes, Barómetro: MS5611-01BA01 y Magnetómetro / Brújula: HMC5883 de 3 ejes. El controlador de vuelo también está equipado con un módulo UBLOX NEO-M8N de antena de recepción de posicionamiento global (GPS), capaz de capturar 4 señales de satélites GPS simultáneamente³². El vehículo Aero no tripulado tiene un peso 12 kg y una duración de vuelo de 12 minutos.

1.1.3. Alcances y limitaciones

Durante este proyecto de grado se plantea desarrollar de manera metodológica el modelamiento de un controlador para vehículos aéreos no tripulados, que mantengan una carga aproximada de 2 a 3 kilogramos. Para esto se contará con herramientas matemáticas brindadas por el software MATLAB® del cual se cuenta con licencia en la Universidad Católica de Colombia.

Debido al tiempo de desarrollo del proyecto de grado solo se plantea el modelo para un tipo de vehículo aéreo no tripulado, y su funcionamiento puede que se garantice únicamente con una tarjeta controladora de vuelo. Por el mismo motivo la simulación de los modelos puede que se vea limitada a simplemente la comprobación de funcionalidad del modelo y no a la puesta en práctica en vuelo o simulaciones de recorridos completos.

El modelo del sistema de control estará sujeto al diseño realizado por el grupo de investigación, esto incluye, la selección del tipo de multirrotor, los materiales, componentes, dimensiones, entre otros.

³¹ Setiono, F. Y., Candrasaputra, A., Prasetyo, T. B., & Santoso, K. L. B. Designing and implementation of autonomous quadrotor as unmanned aerial vehicle. Indonesia. Soegijapranata Catholic University [en línea]. 2017. [Citado 10 de Agosto de 2018]. Disponible < <https://doi.org/10.1109/ICITACEE.2016.7892402> >

³² Ibid., p. 3.

1.3. JUSTIFICACIÓN

Con este proyecto de grado se pretende generar un primer paso en la propuesta planteada por el Grupo de Investigación en Ingeniería para la Sustentabilidad (GRIIS) de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Católica de Colombia, referente al Diseño de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para la aspersión de agroquímicos en cultivos. Definiendo o modelando el sistema de control adecuado para que el dispositivo consiga generar de manera eficiente su aporte a la comunidad agropecuaria. Esta propuesta busca generar un aporte significativo a la tecnología llevada hacia el sector de la agricultura de precisión en Colombia, considerando que en un futuro esta actividad productiva significará para el país uno de los más importantes flujos económicos a nivel general, partiendo del punto de que Colombia es uno de los países con más potencial en este sector económico a nivel mundial y teniendo en cuenta que su avance con respecto a la evolución hacia procesos de precisión llevados a la agricultura está siendo de una transición más lenta que en otros países, lo cual es una alarma para los diferentes ingenieros nacionales que se puedan llegar a interesar en generar aportes a esta evolución económica que de una u otra forma como se enmarco en apartados anteriores no tiene forma de evitarse.

Los vehículos aéreos no tripulados destinados a la carga de peso, tienen un costo muy elevado en el mercado, entre los que cada kilogramo de peso apto para la carga genera un aumento en el costo del vehículo aéreo no tripulado de alrededor de 2600 dólares, que representaría una cifra de 7'876.440 pesos Colombianos, lo que se considera un valor muy alto para ser cubierto por productores agrícolas de un nivel bajo o medio, motivo por el cual esta fase del proyecto de grado intenta generar una solución que reduzca los costos de implementación de este tipo de tecnologías en el área agropecuaria, considerando de antemano que la ejecución de un modelamiento matemático que permita su ejecución en tarjetas de control de un costo no tan elevado puede permitir la reducción de la inversión final del producto y puede permitir la accesibilidad a este tipo de dispositivos por parte de los agricultores, poniéndolos en un nivel de competencia más equilibrado con empresas agricultoras de alto nivel adquisitivo. La investigación acerca de modelos de control que permitan diferentes tipos de actividades de nivel comercial o académico, y la simulación o comprobación de los mismos, brindan no solo a los estudiantes si no a la universidad la posibilidad de marcar pautas y generar crecimiento a nivel distrital en el ámbito investigativo, ya que este tipo de procedimientos incorporan grandes oportunidades de crecimiento académico, en especial cuando se cuenta con el apoyo de entidades internacionales como en este caso, en el que la Universidad de Valladolid y la Universidad de Sao Paulo se encuentran apoyando el objetivo final y cada una de las fases del mismo. Por lo que se considera que la ejecución del proyecto de grado puede causar aportes significativos a las alianzas investigativas de la Universidad Católica de Colombia y también de las demás entidades en cuestión.

1.4. OBJETIVOS

1.1.4. Objetivo general

Modelar un sistema de control de un vehículo aéreo no tripulado para la aspersión de agroquímicos en áreas de cultivos en fase temprana.

1.1.5. Objetivos específicos

- Recopilar información sobre modelos matemáticos de vehículos aéreos no tripulados y técnicas de control.
- Identificar las variables que caracterizan el sistema en su entorno de operación.
- Definir una estrategia de control que permita al vehículo aéreo trabajar en entornos con presencia de perturbaciones.
- Validar el sistema de control mediante simulación

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1. MARCO CONCEPTUAL

1.1.6. Agricultura de precisión

Hay 5 tipos diferentes de mecanización agrícola; Herramientas de mano, tracción animal, mecanización simple, motor de mecanización, tecnología sofisticada (agricultura de precisión, robots agrícolas y sistemas expertos agrícolas).³³ La finalidad de la agricultura de precisión es incorporar procedimientos de control y monitoreo por medio de sensores, sistemas de posicionamiento global GPS y sistema de información geográfica, ver figura 8. Al implementar estas tecnologías se podrían estipular otros parámetros importantes como las condiciones meteorológicas del lugar y la calidad del suelo. Lo que se busca con la agricultura de precisión es tratar pequeñas áreas dentro del campo de producción, con el fin de minimizar el uso de insumos (fertilizantes, semillas, insecticidas, etc.) y así incrementar la productividad para mejorar la rentabilidad de los agricultores. Además, se protegerá el medio ambiente.

Figura 8 Reconocimiento de dron en cultivo de fase temprana en agricultura de precisión



Fuente: Aerovirtual Toledo, «Aerovirtual Toledo,» 2016. [Consultado el 30 de Octubre de 2018] Disponible en la web: < <https://www.aerovirtualtoledo.com/agricultura-de-precision/>>

³³ Negrete J.C." Mecanización Agrícola en México". México D.F [en línea]. 2006. [Citado 16 de agosto de 2018]. Disponible en http://www.revistacts.net/files/Portafolio/Negrete_EDITADO.pdf

1.1.7. Fase de crecimiento o temprana

Esta fase se presenta después de la fase de germinado que es cuando la semilla es cultivada en la superficie. Esta fase de crecimiento es cuando el proceso inicia cambios morfológicos en la semilla, esto quiere decir que ya la semilla está teniendo una elongación o ramificaciones para el desarrollo de la plántula que se está cultivando. Esta fase presenta una altura de 5 a 15 cm en la planta.

1.1.8. Aeronaves RC y UAV's

Dentro de los sistemas y dispositivos voladores en pequeña escala, encontramos dos grandes grupos: las aeronaves controladas de forma remota, generalmente gracias a algún sistema de RC radio control, y los Vehículos Aéreos no Tripulados (UAV's, Unmanned Aerial Vehicle, por sus siglas en inglés), también conocidos como drones.³⁴

Por otra parte, los UAV's son sistemas de control en lazo cerrado, es decir, tienen la capacidad de cumplir rutinas de vuelo de forma completamente autónoma, incluyendo despegue, seguimiento de trayectorias y aterrizaje. Para lograr esto, un sistema de este tipo requiere la implementación de distintos sensores que le permitan determinar su posición y orientación, además de un algoritmo de control que le permita interpretar la información recibida de los sensores y tomar así las decisiones pertinentes para cumplir con la tarea asignada. A continuación, se presenta un ejemplo ver figura 9.

³⁴ Carmona, U. R., & Cromwell, O. Diseño, construcción y control de una aeronave tipo dron [en línea]. México. Universidad nacional autónoma de México. 2016.p 88 – 89. [Citado 1 se septiembre de 2018]. Disponible en la web: <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/10525/TesisDron.pdf?sequence=1>

Figura 9 Dron para fumigación de cultivos ilícitos.



Fuente: AgroDrones, «AgroDones Wordpress,» 9 octubre de 2017 . [consultado el 30 de octubre de 2018]. Disponible en la web: <https://360radio.com.co/bajo-cauca-antioqueno-este-viernes-inicia-fumigacion-con-glifosato-en-drones/>

En agricultura los drones brindan una mayor eficiencia, una mejor visibilidad, control e incluso fumigación de los cultivos. En esta área el equipo se encarga de sobrevolar las plantaciones recolectando datos los cuales pueden ser por imágenes, sensores para poder procesarlas evitando recursos humanos y generando dicha recolección en un menor tiempo que con un grupo de personas. Para la fumigación está comprobado un mejor desempeño comparando a la fumigación por avioneta debido a que el dron puede volar a menor distancia sobre un espacio delimitado evitando afectar lagos, ríos, animales y personas.³⁵

Existen 3 tipos de drones y se clasifican según su diseño. Ver figura 10.

³⁵ GUERRA S. “Sistema de diseño de drones [en línea]” (Universidad del Azuay). 2016. P 28 – 32. [Citado 16 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < <http://dspace.uazuay.edu.ec/handle/datos/6016> >

Figura 10 Clasificación de Drones

ALA FIJA	ALA ROTATORIA	
	HELICOPTERO	MULTIRROTOR
		

Fuente: J. Mancera, «blogs.eitb.eus,» 12 Abril 2015. [Consultado el 30 de octubre del 2018]. Disponible en la web: <https://blogs.eitb.eus/aviacion/2015/04/12/drone-rpas-uav-que-es-todo-esto/>

1.1.9. Agroquímicos

Estos productos también conocidos como fitosanitarios ó plaguicidas son insumos que previenen, repelen o controlan cualquier plaga de origen animal o vegetal durante la producción, almacenamiento, transporte y distribución de productos agrícolas (Agroquímicos,2018).³⁶

- Algunos beneficios de los productos fitosanitarios son:
- Protegen a los cultivos de plagas, malezas y enfermedades.
- Sin productos fitosanitarios la producción mundial de frutas y vegetales, forrajes y fibras caería entre 30 y 40% por la acción de plagas.
- Una mayor producción agrícola se traduce en una reducción de costos para el consumidor final y por lo tanto en mayor acceso a los alimentos por parte de la población mundial.

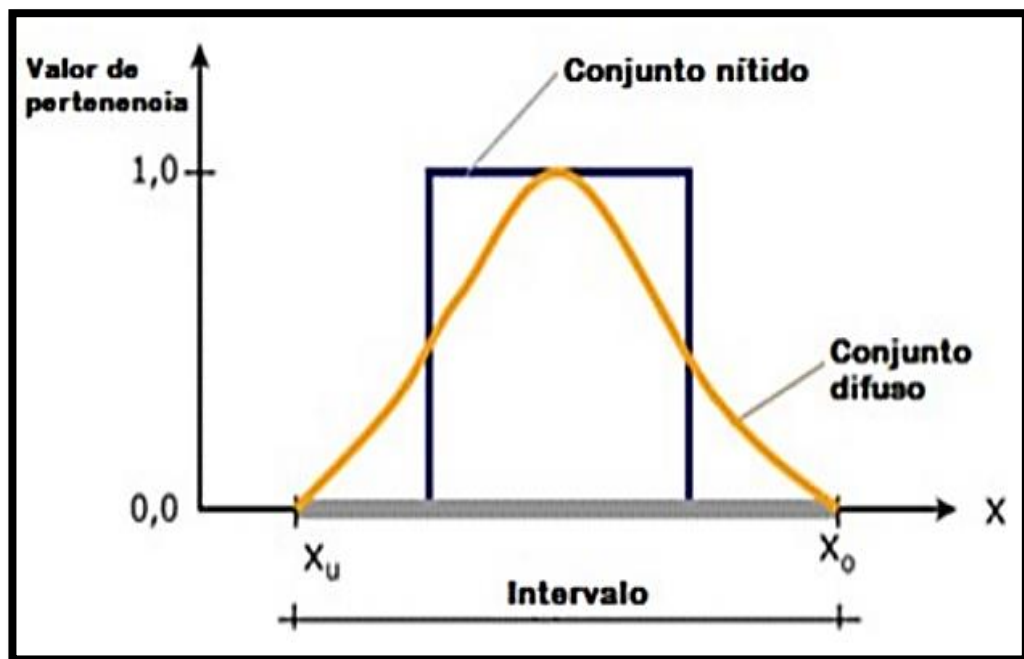
³⁶ CROPLIFE. Agroquimicos [en línea], 2018 [Citado 20 de agosto de 2018]. Disponible en la web: <https://www.croplifela.org/es/proteccion-cultivos/agroquimicos>.

- Los productos fitosanitarios aseguran una mayor y mejor producción de alimentos y otros cultivos en beneficio de la supervivencia y bienestar de la humanidad.

1.1.10. Control difuso

La lógica difusa es una técnica de la inteligencia artificial relacionada con la forma de razonamiento humana. A diferencia de la lógica clásica, en la que la pertenencia a un conjunto sólo puede tomar dos valores, verdadero (1) o falso (0), en la difusa una variable puede tener un valor de verdad gradual comprendido entre cero y uno. En la figura 11 se observa la diferencia entre conjunto nítido y un conjunto difuso.

Figura 11 Diferencia de un controlador difuso y uno nítido



Fuente: J. A. Campo , M. C. Muño y F. Mata de la Iglesia , «MODELADO Y CONTROL INTELIGENTE DELCUATRIROTOR QUANSER QBALL-X4,» Madrid, 2012.[consultado el 30 de octubre de 2018] .Disponble en la web: < <https://blogs.eitb.eus/aviacion/2015/04/12/drone-rpas-uav-que-es-todo-esto> >

Esta lógica trabaja con conjuntos difusos. Un conjunto difuso es un conjunto en el que la pertenencia de sus elementos se define acorde a una función de pertenencia, que indicará en qué grado un valor se corresponde con uno o varios

conjuntos difusos. (Juan, 2012).³⁷ Está determinado por unas reglas con encadenamiento y son: Si variable condición entonces acción. Ejemplo: Si la velocidad es muy alta entonces aplica mucho el freno.

1.1.11. Modelo matemático

El modelo matemático de un sistema dinámico, se define como un conjunto de ecuaciones que representa el sistema, lo más cercano a la realidad. Se debe tener en cuenta que un modelo matemático no es único para un sistema, es decir un sistema puede ser representado en varias formas, por lo que se puede obtener algunos modelos matemáticos, dependiendo del grado de exactitud que la persona que realiza el modelo le desee dar.³⁸

La dinámica de sistemas, ya sean eléctricos, electrónicos, mecánicos, etc., se describen en base de ecuaciones diferenciales. Tales ecuaciones diferenciales se obtienen a partir de las leyes físicas que gobiernan dicho sistema, como son las leyes de la mecánica clásica de Newton para sistemas mecánicos o las leyes de Kirchhoff para sistemas eléctricos.

2.2. MARCO GEOGRÁFICO

Este proyecto de grado tiene como localización de destino los cultivos, en fase temprana que se deseen cosechar en terrenos encontrados en el altiplano cundiboyacense, que es una zona de tierras altas y planas ubicada en la cordillera oriental de los Andes.

Este territorio geográfico se encuentra delimitado por numerosas montañas, ya que está localizado en el medio de la cordillera oriental. Hacia el sur se encuentra la sabana de Bogotá, que limita con el altiplano de Sumapaz. Al norte se encuentra con las montañas del Santander. En el oriente es limitada por diferentes montes que hacen las veces de barrera entre el altiplano y el

³⁷ Campo Juan, Cebrian Marco y Mata Fernando. “Modelado y control inteligente del Cuatrirotor QUANSER QBALL-X4” [en línea]. (Universidad complutense de Madrid).2012. [Citado 20 de agosto de 2018]. P 16 – 19. Disponible en la web < https://eprints.ucm.es/16056/1/Modelado_y_control_inteligente_del_cuatrirotor_Quanser_Qball-X4.pdf >

³⁸ GUERRERO Freddy y MENÉNDEZ Oswaldo. “Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia artificial”. (Escuela Politécnica Nacional). 2013. P 36-46. [Citado 20 de agosto de 2018]. Disponible en la web <https://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/6755>.

pedemonte llanero, y al occidente otros cerros se encargan de separarlo del valle de magdalena, en donde se encuentran departamentos como Tolima, Caldas y Antioquia. La ciudad de Tunja será la zona de operación para el estudio que generará influencia en el análisis físico del modelo de control desarrollado para la funcionalidad del vehículo aéreo no tripulado. Esta zona geográfica permitirá definir variables de alto impacto en el modelo, tales como: Velocidad del viento, presión del aire, precipitación, entre otras. Según el IDEAM la velocidad media anual del viento en la ciudad de Tunja es de 4-5 m/s.

2.3. MARCO DEMOGRÁFICO

Este proyecto de grado está dirigido principalmente a los agricultores para los cuales su lugar de trabajo está ubicado en el altiplano cundiboyacence, debido a que la construcción del modelo de control para un vehículo aéreo no tripulado configurado con las características geográficas específicas de la zona, permitirá la generación de una herramienta funcional que optimizará los tiempos de ejecución de labores directamente relacionadas con la aspersión de agroquímicos. Tarea que tiene gran relevancia en su vida laboral cotidiana.

2.4. ESTADO DEL ARTE

Durante los últimos años el impacto que los drones han causado a nivel tecnológico, los ha llevado a ser el centro de una gran cantidad de artículos de investigación y ferias de tecnología. Estos vehículos de vuelo no tripulados tuvieron su origen hace más de 4 décadas, en donde el hombre hacia uso de su totalidad de funciones hacia objetivos netamente militares, según Pinilla Ortiz, J. W en su artículo “el futuro del vuelo no convencional” presentado en el año 2008, este tipo de mecanismos militares tuvo una gran radicalidad durante diferentes guerras internacionales conocidas como: la segunda guerra mundial(1939-1945), la guerra del golfo Pérsico (1990), la guerra de Bosnia (1992), guerra de Vietnam (1955) entre otras, en donde su uso era casi que para una única ocasión debido a que se hacían explotar para causar daños en los frentes rivales. Después de esto entraron en escena Drones equipados con armamento militar, y que eran utilizados para el combate aéreo, la fuerza de estos drones quedo demostrada en las guerras de Afganistán (2001) e Irak (2003).³⁹ momentos en los que Estados Unidos dio muestra de la magnitud y alcance que podían tener este tipo de dispositivos electrónicos.

Estados unidos llevo a tal punto esta investigación acerca de los drones que el Departamento de Defensa de los Estados Unidos, elaboro un “Mapa de ruta de

³⁹ PINILLA, Ortiz, J. W. “El futuro del vuelo no convencional” [en línea]. P. 1. [Citado 22 de agosto de 2018]. Disponible en la web:< <https://issuu.com/quioscosic/docs/drones/10> >

sistemas de aeronaves no tripuladas” proyecto que tiene un tiempo de desarrollo estimado entre los años 2005 y 2030, y en el cual buscan delimitar todos los tipos de misiones que pueden ser cumplidas por este tipo de vehículos aéreos no tripulados⁴⁰

Es primordial recordar que cuando se habla de un UAV (Unmanned Aerial Vehicle), siglas en inglés para hacer referencia a los vehículos aéreos no tripulados. No se hace referencia únicamente al vehículo como tal, sino que también se habla de todos los elementos electrónicos que ayudan a controlar el vuelo del dispositivo, sensores, controladores, entre otros. Es por esto que se deben tener en cuenta siempre ciertas características antes de decidir la implementación de un vehículo aéreo no tripulado, entre estas cualidades se pueden encontrar la autonomía, carga útil transportable, dimensiones, capacidad de despliegue entre otras. Y de esta misma forma, los drones se encuentran divididos en seis tipos dependiendo de su misión principal: de blanco, reconocimiento, combate, logística investigación y comerciales.

Esta clasificación tan minuciosa en los diferentes tipos de vehículos voladores no tripulados, se ha derivado de un sin fin de investigaciones pertinentes acerca de cada aplicación posible sobre los drones, aplicaciones que han permitido a través del tiempo facilitar y optimizar diferentes tipos de tareas. Y este ha sido uno de los motivos que ha despertado interés en los diferentes países, para la adquisición de esta tecnología de forma organizada, en proyectos destinados a distintas áreas del mercado o del servicio a la población. La versatilidad y bajo costo del mercado de los drones en comparación a los aviones tripulados, ha generado en América latina un rápido ingreso a la compra de este tipo de tecnologías.

En el año 2009 Brasil adquirió dos vehículos aéreos no tripulados Hermes 450, drones diseñados por Israel y los usa para patrullar fronteras, la región del amazonas y el crimen que se encuentra en las favelas, en el año 2011 también incorporo a su lista de vehículos no tripulados a 14 drones IAI Heron que fueron usados en las transmisiones del mundial 2014 y los juegos olímpicos 2016. México en 2009, también se hizo con la compra del Hermes 450 para cumplir funciones de control en su frontera norte, que ya era vigilada por Estados Unidos con Drones similares a los usados en Pakistán. De la misma forma en Ecuador ya cuentan con drones IAI Heron para controlar el narcotráfico en altamar. Y la fuerza aérea chilena compró el Hermes 900 para su uso militar. Argentina por otra parte no se ha hecho con la compra de vehículos aéreos no tripulados en el extranjero, pero le apuesta a los proyectos internos de elaboración y manufacturación de los mismos, en el 2006 presentaron su proyecto Lipán que

⁴⁰ Ibid. p. 30 - 35.

estaba a cargo de del ejército Argentino, y la armada militar en su momento tenía un prototipo similar.⁴¹

En cuanto a Colombia los drones han llegado de a pocos, pero de acuerdo a diferentes proyectos avanzados durante los últimos años, se demuestra que han llegado para quedarse. En diferentes ámbitos sociales y económicos se encuentran inmersos proyectos en los que la implementación de los vehículos no tripulados son el objetivo principal, en fotografía, cinematografía, acciones militares y de vigilancia, y hasta en el sector del campo que en cierta forma se consideraría que estaría alejado en un principio de estas tecnologías, ya se están llevando a cabo ideas que presentan a los drones como un gran aliado para el aprovechamiento y avance del mismo. Un ejemplo es el control y manejo de los recursos hídricos que cobran vital importancia para el campo y el consumo humano.

Las aeronaves no tripuladas permiten monitorear grandes áreas, controlar el estado de las cuencas hidrográficas y utilizar sus resultados para prevenir inundaciones, erosiones y problemas de sequía por fenómenos como el de El Niño⁴². En el presente año 2018, se dio la incursión del país en el uso de drones para la agricultura de precisión en un proyecto estatal. Este proyecto consiste en la fumigación de cultivos de coca, por medio del uso de vehículos aéreos no tripulados volando a media altura, para así evitar que el químico que es nocivo para la salud se expanda en dirección alternas a la deseada que sería sobre las hojas de coca.⁴³

A partir de los últimos años este avance sistemático de la tecnología aplicada en los vehículos de vuelo no tripulados han llevado a diferentes áreas de la ingeniería a investigar sobre el diseño y manipulación de cada uno de los sistemas que integrados permiten a estos dispositivos generar las prestaciones de alta calidad que los caracteriza. Dentro de estos proyectos la agricultura de precisión ha alcanzado una gran relevancia dentro de las diferentes aplicaciones de los UAV, según algunos de los investigadores, un sistema de uso agrícola que incorpore la implementación de un vehículo aéreo no tripulado debe cumplir

⁴¹ARTEAGA, Nelson. "Los drones se masifican en los cielos de América Latina," *El Mercurio. México D.F [en línea]*. 2016. [Citado 23 de agosto de 2018]. Disponible en la web: < http://www.scielo.org.mx/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1870-39252016000100263 >

⁴² Anonymous "Drones granjeros para el campo colombiano," [en línea]. *El Espectador*, 2016. [Citado 24 de agosto de 2018]. Disponible en la web <https://www.elespectador.com/tecnologia/drones-granjeros-el-campo-colombiano-articulo-644858>

⁴³ACOSTA, L, «REUTERS, Noticias Nacionales,» [en línea]. 26 junio 2018. [citado 30 de agosto de 2018]. Disponible en la web www.senado.gov.co/component/k2/item/28248-drones-seran-utilizados-para-fumigar-cultivos-ilicitos

con ciertos parámetros para su correcta ejecución, entre ellos se encuentran: Bajo costo de infraestructura, que va ligado directamente con el tipo de dron que se vaya a utilizar. Amplia cobertura espacial, para permitir al sistema monitorear grandes extensiones de terreno. Monitoreo frecuente de las variables incorporadas en el proceso de implementación. Alta resolución espacial, para permitir de manera gráfica la identificación de estados y procesos pertinentes dentro del área de trabajo. Facilidad de manipulación, que permitan de manera sencilla los procedimientos de adquisición y análisis de datos. Algoritmos de centro avanzados que permitan ejecutar misiones de vuelo de marina confiable y eficiente.⁴⁴

Este tipo de sistemas harían referencia a un sistema de adquisición, manejo y control de datos perteneciente a un proceso de agricultura de precisión, que sin problema alguno debería poder llevar a cabo cualquiera de las tareas requeridas por los agricultores.

Dentro de esta tendencia tecnológica de la agricultura de precisión se pueden mencionar tres áreas potenciales de aplicación entre las que se deberían ubicar con facilidad diferentes tipos de mecanismos tecnológicos como los drones para facilitar las actividades relacionadas con las mismas. Estas áreas de la agricultura de precisión serían: Mapeo de propiedades/variables parcelarias, que permitiría la identificación o caracterización de manera remota de los diferentes espacios destinados para trabajos de agricultura. Monitoreo hídrico de cultivos, en esta área se podrían manejar variables hídricas que determinan el estado de estrés hídrico característico de los cultivos, que tiene mucho que ver con su correcto proceso de maduración y fotosíntesis.

Y por último se encuentra, el riego de precisión ver figura 12, que permite la ejecución precisa de aspersión de agua o de agroquímicos sobre los cultivos, generando una relación óptima entre volumen y productividad con respecto a la dimensión de los terrenos y la cantidad de agua o agroquímico utilizado.⁴⁵

⁴⁴ CHAO, H., & Chen, Y. (2012). Remote sensing and actuation using unmanned vehicles [en línea]. (198 pp.). Hoboken, New Jersey: Wiley-IEEE Press. [Citado 30 de agosto de 2018. Disponible en la web <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/9781118377178>

⁴⁵ BUSTAMANTE Waldo «Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados en la ingeniería hidroagrícola » *Tecnología y Ciencias del Agua* , vol. III, nº 4. [en línea]. pp. 157-166, 2017. [citado 30 de enero de 2019]. Disponible en la web <https://www.redalyc.org/jatsRepo/3535/353551867010/html/index.html>

Figura 12 Mosaico generado de fotografías tomadas desde un “VANT” durante la aplicación de riego sobre un cultivo.



Fuente: Waldo Ojeda Bustamante, «Aplicaciones de los vehículos aéreos no tripulados en la ingeniería hidroagrícola,» *Tecnología y Ciencias del Agua* , vol. III, nº 4, pp. 157-166, 2017. [consultado el 5 febrero de 2019]

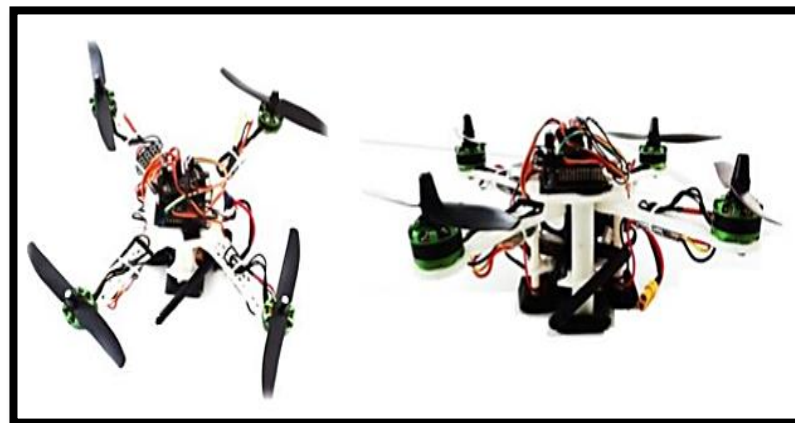
Para cada uno de estos modelos de agricultura de precisión hay diferentes tipos de vehículos aéreos no tripulados que se ajustarían de manera más o menos precisa, y es por esto que para cada proyecto que tenga pensado incorporar un dron en su implementación es importante realizar los estudios pertinentes de caracterización de los requerimientos de las actividades para poder escoger los dispositivos necesarios de manera adecuada, y proceder a la compra o diseño de un dron en específico.

En las bases de datos que se encuentran al alcance de la universidad católica de Colombia se lograron encontrar dos documentos bastante completos sobre la construcción detallada de dos tipos diferentes de vehículos aéreos no tripulados. Una desarrollada en la Universidad Nacional Autónoma de México en el año

2016 por un grupo de ingenieros mecatrónicos, ver figura 13 para su prototipo final, y la otra, desarrollada en la Universidad Distrital Francisco José de Caldas y publicada en la revista Tecnura propia de la misma universidad en el año 2017.

En ambos proyectos además de realizar una detalla inmersión en la estructura general del dron que en ambos casos tenía el diseño físico de un quadricoptero o quadcoptero, se puede detallar la importancia y relevancia de la construcción del modelo del controlador, dependiendo de cada una de las especificaciones deseadas en los objetivos de cada proyecto, debido a que para cada modelo se necesitan ciertas características diferentes de conducción para poder generar los recorridos de manera satisfactoria. Para conseguir generar estos modelos de controlador, se deben poder realizar ecuaciones de estado inicial para tres variables concretas, estabilidad, controlabilidad y visualización del sistema. Ecuaciones que se puede diferenciar de acuerdo a manejos de matrices de estado y que de acuerdo al trabajo realizado en la universidad Francisco José de Caldas estos valores se pueden linealizar gracias a lo que en control se conoce como la matriz de estados y matriz de entradas.⁴⁶

FIGURA 13 *Ensamble final de un quadcoptero*



FUENTE: FERNANDÉZ, H., BOBADILLA, I. J., TORRES, Ladin y RAMÍREZ, U, «DISEÑO, CONSTRUCCION Y CONTROL DE UNA AERONAVE TIPO DRON,» MEXICO, 2016. [consultado el 5 febrero de 2019]

Este tipo de modelos matemáticos sigue diferentes rutas de análisis para lo que en un principio será el control de un cuerpo rígido expuesto a diferentes fuerzas que generaran rotaciones dimensionales representadas por vectores de movimientos que luego de generar el análisis completo de los mismos, permitirán construir un modelo matemático que caracterice al controlador necesario para la

⁴⁶ Carmona, U. R., & Cromwell, O. op.cit, p 140

óptima aplicación de los sistemas de navegación. Por lo general cuando de vehículos aéreos se trata el sistema controlador hace referencia a un sistema con 6 o más grados de libertad, perteneciendo a un modelo no lineal y que si se logra linealizar por medio del punto de equilibrio el resultado del mismo será un sistema inestable.

A pesar de estas dimensiones del problema se conoce que el sistema debe ser controlable y un sistema controlable de manera lógica pertenece a una ley de control, en donde el vector de estados logra alcanzar los valores deseados en un tiempo finito. En este tipo de casos es necesario por lo general hacer uso de una estructura de control por realimentación.⁴⁷

Importante tener completo conocimiento acerca de los modelos matemáticos que van a hacer parte del mecanismo de vuelo del dron, debido a que son estos los encargados de brindar autonomía y una respuesta acertada a los controles del dron, este tipo de modelos matemáticos son cargados al software del vehículo, este software en gran manera depende de la tarjeta controladora de vuelo que se esté utilizando en el sistema interno del dron, entre los software más importantes se encuentra Ardupilot, que es el más testeado y sobre el cual funcionan varias de las tarjetas controladoras más precisas y versátiles del mercado como la APM.⁴⁸

Como consecuencia de lo investigado en este apartado se puede concluir que los drones han llegado a un punto bastante alto de consumo en los diferentes países cercanos a Colombia e incluyéndolo al mismo, y que sus prestaciones abren la expectativa de que su utilidad se extienda por muchos años más, llegando quizás a liderar el mercado de dispositivos tecnológicos debido a sus múltiples utilidades. De tal manera que la implementación y aprehensión del procedimiento necesario para el modelamiento de un sistema de control difuso o lineal para la maniobrabilidad autónoma o controlada de un vehículo aéreo no tripulado, puede tener un grado alto de funcionalidad y aceptación en proyectos y años posteriores en el ámbito de la tecnología.

⁴⁷ Ibid. p. 111 .

⁴⁸ Rey, Daniel. «Navegación Autónoma de drones y automatización de rutas aplicadas a la limpieza de edificios [en línea]» Catalunya. Escuela técnica de ingeniería de telecomunicaciones. 2017. P 14. [Citado 2 de septiembre de 2018]. Disponible en la web < <https://bit.ly/2SXTn1X>>

3. METODOLOGÍA

Este proyecto de grado se dividió en 4 fases definidas como, adquisición de información, evaluación de modelos, implementación de modelos, comprobación final o simulación.

- Adquisición de información: En esta fase, las actividades están destinadas a identificar los diferentes tipos de drones, tarjetas de control, modelos de control, manejo de información y demás información pertinente para el inicio de manejo conceptual de todos los términos relacionados con las actividades propuestas en los objetivos.
1. Búsqueda en bases de datos.
 2. Análisis de diferentes tipos de drones que se podrían utilizar
 3. Identificación de modelos de tarjetas controladoras de vuelo óptimas para los requisitos del proyecto de grado.
 4. Determinar cuáles son los diferentes tipos de cultivos sobre los que se va a trabajar
 5. Identifica las zonas en las que se va a implementar el proyecto de grado para conocer características geográficas
 6. Conocer los diferentes tipos de agroquímicos con los que se piensa trabajar para conocer sus propiedades físicas.
 7. Conocer la cantidad de área que puede cubrir cada agroquímico para identificar los recorridos esperados por el vehículo aéreo no tripulado
 - Evaluación de modelos: La segunda fase de este proyecto de grado tiene como finalidad generar la elección de un modelo aproximado a las necesidades del objetivo del proyecto de grado, y esta elección se dará como la consecuencia de una previa comparación y determinación de algunos modelos de control utilizados en vehículos aéreos no tripulados en la actualidad
8. Búsqueda de modelos matemáticos utilizados en las tarjetas controladoras de vuelo seleccionadas en la fase anterior
 9. Clasificación de los modelos matemáticos según complejidad o métodos de control
 10. Comparación entre los grupos clasificados para determinar el mejor o más cercano a las prestaciones necesarias del dron para el proyecto de grado.
 11. Evaluación de los resultados.

- Implementación de modelos: Esta fase pretende identificar cuál de los modelos sobresalientes de las clasificaciones hechas en la fase anterior se aproxima mejor a las especificaciones requeridas por el proyecto de grado.
12. Incorporar los modelos obtenidos en la anterior fase con las variables y estados de estabilización pertinentes para el proyecto de grado.
 13. Descartar los modelos que menos maniobrabilidad de datos permitan
 14. Determinar cuál o cuáles son los modelos que tienen mayor flexibilidad de acoplamiento y que se podrían configurar para el uso en el proyecto de grado.
 15. Diseño final del modelo matemático óptimo para la implementación del proyecto de grado haciendo uso de los modelos o el modelo obtenido después de los filtros anteriores.
- Comprobación Final o simulación: En esta fase del proyecto de grado se buscará validar el modelo del sistema mediante una estrategia de simulación.
16. Pruebas finales al modelo matemático
 17. Simulación en la herramienta Simulink
 18. Comparación entre modelos calculados y la simulación
 19. Entrega del modelo a los directores del trabajo de investigación
 20. Elaboración de la documentación

4. DESARROLLO DE LA PROPUESTA

4.1. MODELOS MATEMATICOS DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS Y TÉCNICAS DE CONTROL

En este capítulo se describirán 2 modelos matemáticos empleados para el diseño del vehículo aéreo no tripulado para la aspersión de agroquímicos para cultivos en fase temprana que se está desarrollando en el grupo de investigación GRIIS de la Universidad Católica de Colombia.

Generalmente, el enfoque clásico para modelar matemáticamente un vehículo aéreo no tripulado este dado en dos metodologías. La primera metodología se denomina Euler-Lagrange, este modelo matemático relaciona la energía cinética de un cuerpo con su energía potencial. En segundo lugar, se encuentra el formalismo de Newton-Euler, que está relacionado con la segunda ley de Newton, indicando las relaciones entre fuerzas y torques que componen el sistema de movimiento del cuadricóptero.

Así mismo, estos modelos permiten describir la relación de movimiento, torques, Energías y fuerzas que se aplican a un cuadricóptero según su actividad a desarrollar. Gracias a estas metodologías se obtienen ecuaciones que permiten predecir los diferentes cambios de posición que puede generar el vehículo aéreo no tripulado. Estos cambios están sujetos a la velocidad en cada uno de sus motores, ayudándolo a realizar una adecuado sobre vuelo.

En ambos modelos los vehículos aéreos se estudian como un cuerpo rígido moviéndose en un espacio de 3D. Para realizar el modelamiento se debe tener en cuenta un cuerpo solido con una masa (**m**) en un sistema de referencia inercial (**I**), que están sometido a una sumatorias de fuerzas (**u**), con 3 momentos que indican la orientación (cabeceo, alabeo y guiñada) y las coordenadas cartesianas (X,Y,Z) que denotan la posición del centro de masa del cuadricóptero⁴⁹.

Cabe señalar que estas metodologías permiten describir los modelos matemáticos no lineales para el diseño de un vehículo aéreo no tripulado, donde es necesario conocer la descripción física de cada una de las partes que van a

⁴⁹ Spong, M. W., Hutchinson, S., & Vidyasagar, M. Robot Dynamics and Control Second Edition [en línea]. (2004). p 221. [Citado 15 de octubre de 2018]. Disponible en la web: < <http://home.deib.polimi.it/gini/robot/docs/spong.pdf> >

componer el cuadricóptero, ya que estos son directamente afectados por sus momentos de inercias y son fundamentales para determinar el modelo dinámico.

Además, el modelo matemático se describe la dinámica del movimiento del cuadricóptero según sus 6 –DoF (Six Degrees of Freedom) ⁵⁰. Es significativo mencionar que los modelos son importantes en el diseño del vehículo para la simulación o animación del sistema, o para el diseño de estrategias de control, que se desarrollaran en el capítulo 3.

4.1.1. Euler-Lagrange

Esta metodología permite formular el modelo dinámico para un Vehículo aéreo no tripulado. Esto se logra hallando la energía total del sistema (L), este se determinará con la diferencia entre energía cinética y energía potencial de todas las masas del sistema, concentradas de forma puntual en la estructura del UAV y todos sus componentes⁵¹. En la ecuación (1) se puede observar el modelo de Euler-Lagrange de forma general.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{s}_i} - \frac{\partial L}{\partial s_i} = T_i \quad (1)$$

Donde:

- L Es la energía total del sistema (Joule).
- $\frac{\partial L}{\partial s_i}$ son las derivadas parciales de las coordenadas de posición generalizadas por las cuales las energías son expresadas (metros).
- $\frac{\partial L}{\partial \dot{s}_i}$ Son las derivadas parciales de las coordenadas de velocidad generalizadas $\left(\frac{m}{s}\right)$
- t es la variable del tiempo (segundos).
- T_i es el vector de fuerzas externas o generalizadas que pueden ser de tres tipos: la primera es de Acciones de control, el segundo es de Disipación y finalmente Fuerzas de interacción del sistema con el medio ambiente, cuya unidades son Newton (N) ⁵².

⁵⁰ Rubio, D. J., Perez, H., Zamudio, Z., & Salinas, A. Comparison of two quadrotor dynamic models [en línea]. (2014). p 1. [Citado 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://ieeexplore.ieee.org/document/6868851> >

⁵¹ DEL POZO, Abelardo. MODELO CINEMÁTICO DINÁMICO DEL MINI ROBÓT MÓVIL RICIMAF [en línea]. Cuba. Instituto de cibernética matemática y física, Dpto. Control Automático. 2012. P 1. [Citado 12 de enero de 2019]. Disponible en la web < <https://bit.ly/2V3zIHV> >

⁵² RODRIGUEZ, L y ALCORTA, E. De la representación de sistemas Euler-Lagrange a la Hamiltoniana generalizada [en línea]. En revista Electrónica Nova Scientia. México. Universidad

Las coordenadas generalizadas de un cuadricóptero son $q = (x, y, z, \varphi, \psi, \theta)^T$ donde (x, y, z) representa la posición relativa del centro de masa del cuadricóptero con respecto al marco de referencia y (φ, ψ, θ) son los tres ángulos de Euler representando la orientación de la aeronave, es decir, cabeceo (θ), alabeo (φ) y guiñada (ψ). Estos definen las variables de translación y rotación respectivamente.⁵³

Como se mencionó anterior el modelo está basado en un sistema de energía cinética, esta se divide en dos mecanismos: El primer mecanismo menciona el movimiento traslacional, este se obtiene concentrando toda la masa del objeto en el centro de masa y en segundo lugar está el movimiento rotacional sobre el centro de masa. Por otra parte, la energía potencial se calcula con la posición respecto a un punto de referencia. En la ecuación 2 se expresa, la energía cinética del sistema:

$$k = \frac{1}{2} m * v^T * v + \frac{1}{2} w^T * I * w \quad (2)$$

Donde:

- m , es la masa total del objeto expresada en Kilogramos (Kg).
- v y ω son los vectores de velocidad lineal $\left(\frac{m}{s}\right)$ y angular $\left(\frac{rad}{s}\right)$
- v^T es la velocidad lineal del cuadricóptero $[v_x \ v_y \ v_z]^T$ expresada en el marco de fijo del cuerpo. Ver figura 14, su unidad está dada en $\frac{m}{s}$
- w^T es la velocidad lineal del cuadricóptero $[w_x \ w_y \ w_z]^T$ expresada en el marco de referencia a tierra. Ver figura 15, su unidad está dada en $\frac{rad}{s}$
- K , Es la energía cinética total en el cuerpo del cuadricóptero. Sus unidades están en Joule (J).
- I es una matriz simétrica de 3×3 llamada tensor de inercia o matriz de inercias, donde se considera el cuerpo del cuadricóptero simétrico, dando como resultado una matriz diagonal, sus unidades están dadas en $(Kg * m^2)^{54}$. ver ecuación 3.

Autónoma de Nuevo León. 2014. P 1. [Citado 12 de enero de 2019]. Disponible en: [scielo] < <https://bit.ly/2XQoL48> >

⁵³ DAS, Abhijit., LEWIS, Frank y SUBBARAO, Kamesh. Backstepping Approach for Controlling a Quadrotor Using Lagrange Form Dynamics [en línea] . EEUU. University of Texas at Arlington. 2009. P 130 - 131. [Citado 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2UXxuEB> >

⁵⁴ Spong, M. W., Hutchinson, S., & Vidyasagar, M. Op.cit., p 202 .

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

4.1.2. Newton-Euler.

Este método matemático está basado en la segunda ley de Issac Newton y la ley Leonhard Euler. Esta metodología realiza el modelamiento dinámico por medio de movimiento lineal y rotacional de cada enlace. Además, cada enlace este acoplado a otros, las ecuaciones describen las fuerzas y torques sobre el centro de masa de los eslabones que componen al AUV. Por medio de este formalismo describe las ecuaciones para un cuadricóptero con 6 grados de libertad. La ecuación de fuerzas y torques se presenta en las ecuaciones 4 y 5. Además, la cantidad de ecuaciones están sujeta por la multiplicación de 6n, donde n es el número de elementos que componen al sistema.

$$\sum F = m * a \quad (4)$$

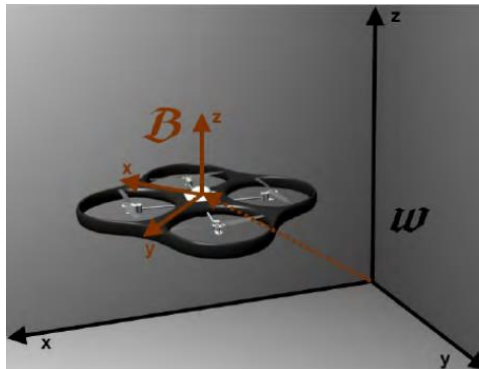
- a esta variable representa la aceleración en la segunda ley de Newton. Su unidad de medida en sistema internacional es $\frac{m}{s^2}$
- F es la fuerza total del sistema. Su unidad de medida es el Newton (N).

$$\sum T = I * w + w * (I * w) \quad (5)$$

- T es la sumatoria de todos los troques que actúan sobre el sistema.

Las ecuaciones 4 y 5 están sujetas a dos marcos de referencias como se muestra en la Figura 14 y 15. Además, la descripción de cada variable corresponde a la mismas de la ecuación 2.

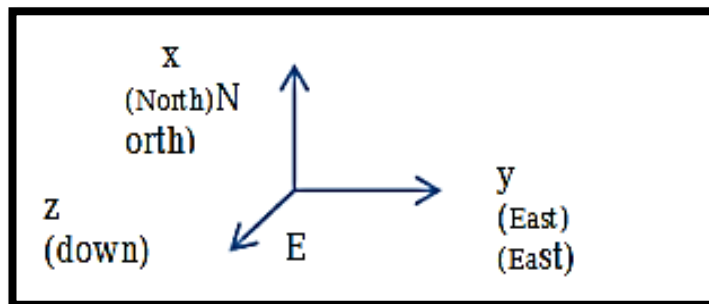
Figura 14 marco referencial de tierra y marco referencial del cuerpo



Fuente: ORSAG, Matko y BOGDAN, Stjepan. Influence of Forward and Descent Flight on Quadrotor Dynamics. Croatia. University of Zagreb. 2012. 143 p. [consultado el 12 de enero] de 2019]. Disponible en la web < https://www.researchgate.net/publication/221925435_Influence_of_Forward_and_Descent_Flight_on_Quadrotor_Dynamics >

4.1.2.1. Marco de referencia inercial de Tierra (W-frame): El marco W (oW xW , yW , zW) se elige como referencia inercial derecha. xW apunta hacia el norte, yW apunta hacia el oeste, zW apunta hacia arriba con respecto a la tierra y oW es el origen del eje. Este marco se utiliza para definir la posición lineal (metros) y la posición angular (rad) del cuadricóptero. ver figura 15.

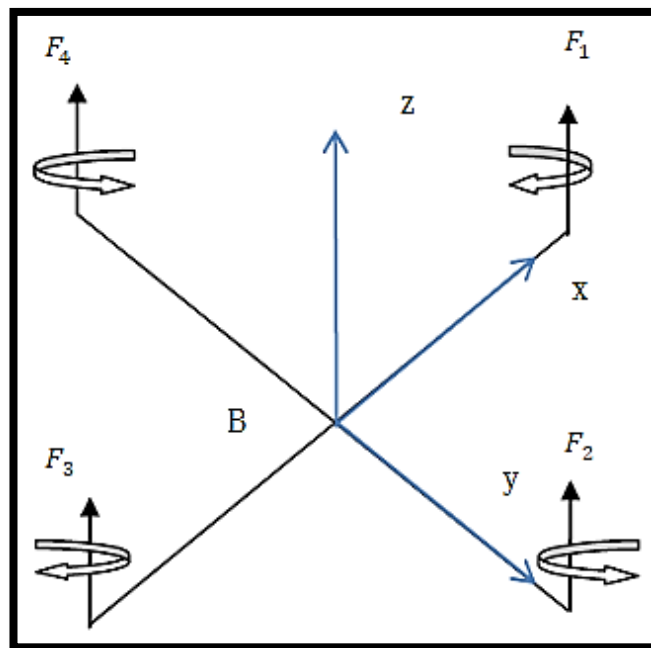
Figura 15 Marco de referencia inercial de Tierra



Fuente: KAYA, Derya y TURKER Ali. MODELING, SIMULATION AND SYSTEM IDENTIFICATION OF A QUADROTOR HELICOPTER. Turkey. Middle East Technical University. 2013. 5 p. [consultado el 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: https://www.researchgate.net/publication/280601132_Modeling_Simulation_and_System_Identification_of_a_Quadrotor_Helicopter

4.1.2.2. Referencia fija en el cuerpo (marco B): El marco B (o_B , x_B , y_B , z_B) está unido al cuerpo. x_B apunta hacia el frente del cuadricóptero, y_B apunta hacia la izquierda, z_B apunta hacia arriba y o_B es el origen del eje. Además, X , Y definen la posición, mientras Z define la altitud del cuadricóptero. Esto se puede apreciar en la figura 16. Esta referencia es la mano derecha también. La velocidad lineal (V^B (metros)), la velocidad angular (ω^B (rad)), las fuerzas (F^B [Newton]) y los pares (τ^B (Newton* metro)) se definen en este marco⁵⁵.

Figura 16 Marco de referencia inercial cuerpo rígido



Fuente: KAYA, Derya y KUTAY, Ali. MODELING, SIMULATION AND SYSTEM IDENTIFICATION OF A QUADROTOR HELICOPTER. Turkey. Middle East Technical University. 2013. 5 p. [consultado el 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: https://www.researchgate.net/publication/280601132_Modeling_Simulation_and_System_Identification_of_a_Quadrotor_Helicopter

El uso del marco de referencia de cuerpo rígido, Figura 16, es práctico porque la matriz de inercia es invariante en el tiempo y las fuerzas aerodinámicas del rotor y del cuerpo pueden expresarse con respecto al cuerpo del cuadricóptero. Además, es fácil convertir el marco referencia del cuerpo rígido en el marco de

⁵⁵ Ibid., p. 13.

referencia inercial de Tierra. La ecuación 6 es general para representar el movimiento rígido del cuerpo en el formalismo de Newton Euler.

$$\begin{bmatrix} mI_3 & 0 \\ 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w & X & mV \\ w & X & Jw \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ T \end{bmatrix} \quad (6)$$

Donde:

- J , Es la matriz de inercia,
- I_3 , Es la matriz identidad 3 X 3.
- m , Es la masa total del helicóptero,
- V , Es la velocidad lineal
- ω , Es la velocidad angular en el marco de referencia del cuerpo.
- F , Indica las fuerzas inducidas respectivamente
- τ , Indica torques inducidos respectivamente.
- a , Es la aceleración de sistema esta se toma como la derivada de la velocidad.
- \dot{w} , Es la aceleración angular del sistema. También se toma como la derivada de la velocidad angular.

4.1.3. Diferencias entre formalismo de Newton-Euler y Lagrange-Euler

La principal diferencia de estas dos metodologías es que la obtención del modelo dinámico por medio de la formulación de Lagrangiana es ineficiente desde el punto de vista computacional, ya que tiene un algoritmo con un coste computacional de orden $O(n^4)$. Es decir, el número de operaciones a realizar crece con la potencia cuarta del número de grados de libertad. Como se mencionó anteriormente el cuadricóptero contara con 6 grados de libertad. Por lo mencionado el algoritmo realiza 1296 operaciones, lo que hace al algoritmo matemáticamente ineficiente para ser utilizado en tiempo real. Por el contrario, el formalismo de Newton-Euler realiza operaciones vectoriales siendo más eficiente. El orden de complejidad computacional que tiene este formalismo es de $O(n)$ indicando que no depende del número de grados de libertad⁵⁶.

El enfoque clásico de Newton-Euler tiene la desventaja de manejar por separado los movimientos lineales (ecuación de Newton) y los movimientos de rotación (ecuación de Euler). Pero, por otro lado, El método de Lagrange tiene la ventaja de combinar el movimiento lineal y angular en un único conjunto de ecuaciones;

⁵⁶ BARRIENTOS, Antonio., PEÑIN, Luis., BALAGUER, Carlos y ARACIL, Rafael. Fundamentos de Robótica [en línea]. Madrid. Universidad Politécnica de Madrid. 1997. P 220 – 231. [Citado 13 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2ZFKvRW> >

pero se encuentran fallas cuando se considera la relación entre los ángulos de rotación (no conmutativos) y las velocidades de rotación (conmutativas)⁵⁷.

4.1.4. Descripción de fuerzas y momentos en el cuadricóptero

Las fuerzas y los momentos que las aspas ejercen sobre la cabeza del rotor y, en última instancia, sobre el fuselaje, generalmente se determinan al calcular los efectos resultantes que se generan en cada una de ellas. Las expresiones completas de las fuerzas y los momentos del rotor tienen en cuenta la carga aerodinámica detallada de las aspas y las fuerzas de inercia resultantes del movimiento.

Las fuerzas aerodinámicas y los momentos que actúan sobre los rotores se obtienen de la combinación de **teoría de momento** y **teoría de elemento de hélice**. **Teoría de momento** se utiliza para derivar la velocidad de inducción. El objetivo de **teoría de elemento de hélice** es calcular las fuerzas y los momentos totales que actúan sobre el eje del rotor⁵⁸.

4.1.4.1. Fuerza de empuje (T): La fuerza de empuje es la fuerza vertical resultante que actúa sobre los elementos de la cuchilla⁵⁹. Además, el empuje generado por cada hélice o aspa se muestra en la Figura 18. La entrada colectiva (u_1) es la suma de los empujes producidos en cada motor⁶⁰.

4.1.4.2. Momento de alabeo El movimiento de balanceo se obtiene al aumentar la velocidad del motor derecho y a su vez reduciendo la velocidad del motor izquierdo⁶⁰. Ver figura 17.

4.1.4.3. Momento de cabeceo: Los motores producen un momento de paso al distribuir su empuje individual alrededor del eje y. Esto depende de la fuerza de empuje respectiva de los motores y su distancia desde el eje y.⁶¹ este momento se obtiene aumentando la velocidad del motor trasero mientras reduciendo la velocidad del motor delantero⁶⁰. Ver figura 17.

4.1.4.4. Momento de guiñada: Los motores producen un momento de guiñada (alrededor del eje z) al distribuir su empuje individual alrededor del eje z. Dependiendo de la dirección de rotación del motor (en sentido horario o anti horario),

⁵⁷ TAMAYO, Alejandro., VILLASEÑOR, Cesar., IBARRA, Juan and OROZCO, Santos. Op.cit.15.

⁵⁸ KAYA, Derya y KUTAY, Ali. MODELING, SIMULATION AND SYSTEM IDENTIFICATION OF A QUADROTOR HELICOPTER [en línea]. Turkey. 2013. P 12 – 15. [Citado 13 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2XQpemU> >

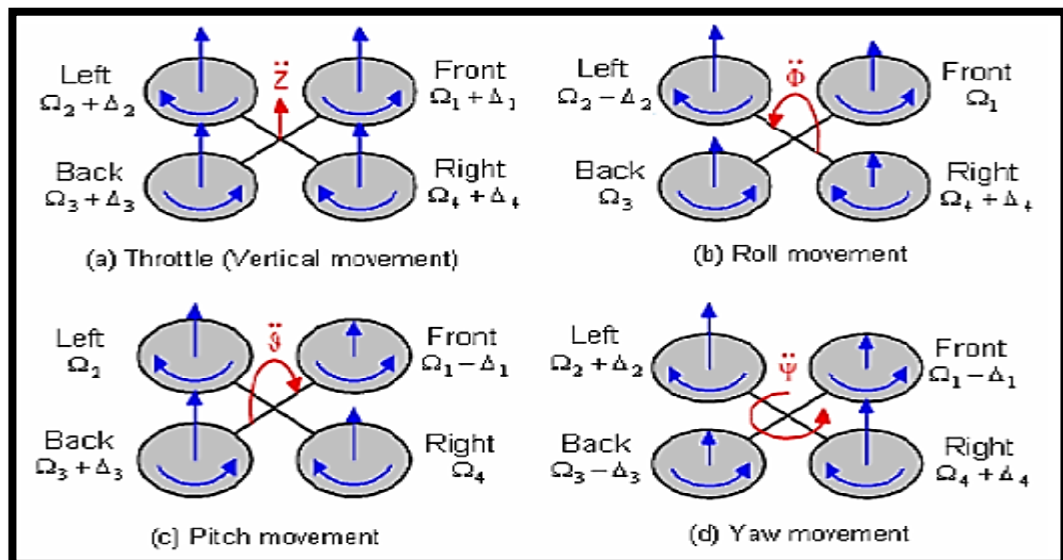
⁵⁹ Ibid., p. 6.

⁶⁰ SALIH, Atheer., MOGHAVVEMI, M., MOHAMED, Haider y GAEID, Khalaf. Op.cit., p 3661.

⁶¹ STEINECK, Adam. Flight Dynamics [en línea]. 2015. P 1. [Citado 15 de enero de 2019]. Disponible en la web: <https://github.com/afconsult-south/dragonfly-fcb/wiki/Flight-Dynamics>

se produce un momento de guiñada en la dirección opuesta a la dirección de rotación del motor. Este efecto depende de la fuerza de arrastre del rotor cuando gira en el aire alrededor del eje del motor⁶⁰. Ver figura 17.

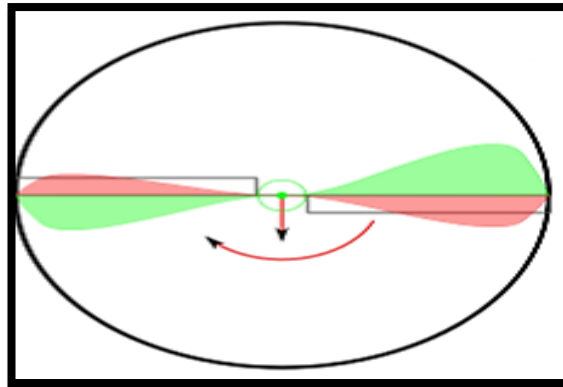
Figura 17 Momento vertical, alabeo, cabeceo y guiñada



Fuente: BENBOUALI, Abderrahmen., TALEB, Rachid., CHABNI, Faycal y BESSAAD, Taieb. PI Control of Quad-Rotor Unnamed Vehicle Based on Lagrange Approach Modelling. Algeria. Hassiba Benbouali University. 2016. 2 p. [consultado el 13 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://ieeexplore.ieee.org/document/7804227> >

4.1.4.5. Fuerzas centrales (H): Las fuerzas H_i son la resultante de fuerzas distribuidas a lo largo de la hélice en la dirección del viento la cual está representada de color verde y sentido opuesto del vuelo que presenta un color rojo en la figura 18. También se puede observar el sentido de giro de la hélice. La derivación de la fuerza de Hub es casi idéntica al empuje, excepto que ahora las fuerzas en el plano horizontal, estas se pueden observar por medio de la flecha horizontal, saliendo de la hélice. Estas están integradas en general a los elementos de cada aspa. Cada uno de estos movimientos se puede observar en la figura 18.

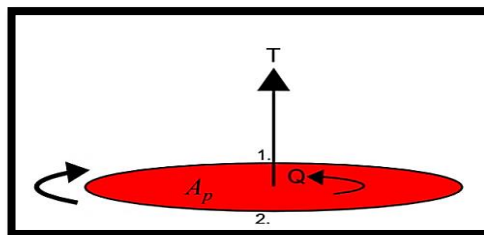
Figura 18 Fuerzas horizontales



Fuente: HUTTER, Marco., BLOSCH, Michael., SIEGWART, Roland., RUDIN, Konrad y STASTNY, Thomas. Robot Dynamics Rotary Wing UAS: Propeller Analysis and Dynamic Modeling. ETHZurich.2015. 38 p. [consultado: 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2UAYLaG> >

4.1.4.6. Momento de arrastre (Q): El momento de arrastre de un rotor (debido a las fuerzas aerodinámicas), o que se puede denominar como momento rotor torque, este presenta alrededor del eje del rotor. Estas permiten determina la potencia necesaria para hacer girar el rotor⁶² ⁶³. Ver figura 19.

Figura 19 Fuerza de empuje y momento del motor



Fuente: HUTTER, Marco., BLOSCH, Michael., SIEGWART, Roland., RUDIN, Konrad y STASTNY, Thomas. Robot Dynamics Rotary Wing UAS: Propeller Analysis and Dynamic Modeling. ETHZurich.2015. 38 p. [consultado: 12 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2UAYLaG> >

⁶² KAYA, Derya y KUTAY, Ali. Op.cit., p 6.

⁶³ BOUABDALLAH, Samir y SIEGWART, Roland. Full Control os a Quadrotor. Switzerland. Swiss Federal Institute of Technology. 2007. P 154. [Citado 14 de enero de 2019]. Disponible en la web: https://www.researchgate.net/publication/4297041_Full_control_of_a_quadrotor

4.1.4.7. Efecto de tierra: Los helicópteros que operan cerca del suelo experimentan un aumento de empuje debido a una mejor eficiencia del rotor. Esto está relacionado con una reducción de la velocidad del flujo de aire inducido. Esto se llama efecto tierra.⁶⁴

4.1.4.8. Efectos giroscópicos: Los rotores, al tratarse de masas que giran alrededor de un eje, y al estar sometidos a rotaciones por parte de la aeronave, producen pares giroscópicos en los ejes del cuerpo perpendiculares a las direcciones de las anteriores rotaciones⁶⁵.

La fuerza de empuje (T), la fuerza H y el torque dependen de la velocidad inducida, la velocidad angular de cada rotor, la aceleración, la matriz de inercia y matriz identidad del cuadricóptero. Ver ecuación 6. Por lo tanto, para obtener un modelo fiel del vehículo, los parámetros mencionados anteriormente fueron necesarios para determinar el modelo dinámico del cuadricóptero⁶⁶.

4.1.5. Ecuaciones para el sistema de movimiento de un cuadricóptero

Las ecuaciones que se presentan parten de un modelo matemático existen y que a su vez es utilizado por diferentes autores para el modelamiento de vehículos aéreos no tripulados con 4 rotores. Este sistema dinámico presenta un comportamiento no lineal, ya que tiene fenómenos aerodinámicos que inestabilizan el vehículo en el momento de realizar su vuelo. En la búsqueda de este modelo se desea obtener un sistema dinámico óptimo para su principio de funcionamiento.

A continuación, se presentan las 6 ecuaciones que describen el movimiento de un cuadricóptero presentado por Samir BOUABDALLAH en su tesis doctoral "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying"⁶⁷. En el análisis de este modelo matemático se determinarán 3 ecuaciones en los ejes de coordenadas indicando la aceleración lineal de un elemento (ecuaciones de Newton), ver ecuación 7, 8, 9 y posteriormente mencionando las otras 3

⁶⁴ BOUABDALLAH, Samir. Op.cit., p 19.

⁶⁵ RICO, R., MAISTERRA, M., GIL-MARTINEZ, M., RICO, J. NÁJERA, S. Identificación experimental de los parámetros de un cuatrirrotor [en línea]. Bilbao. Departamento de Ingeniería Eléctrica, Universidad de La Rioja. 2015. P 14 - 15. [Citado 15 de enero de 2019]. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2L68Cpz> >

⁶⁶ KAYA, Derya y KUTAY, Ali. Op.cit., p 6.

⁶⁷ BOUABDALLAH, Samir. Op.cit., p 1 – 301.

ecuaciones que involucran la aceleración rotacional del cuadricóptero (ecuaciones de Euler)⁶⁸. Ver ecuaciones 10, 11 y 12.

- **Momento de Alabeo.** Se describe en la ecuación 7.

$$I_{xx}\ddot{\Phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(-T_2 + T_4) - h\left(\sum_{i=1}^4 H_{yi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi} \quad (7)$$

A continuación, se realiza una descripción de la ecuación 7.

- $\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz})$: se presenta la diferencia entre los momentos de inercia de y, z en el plano de coordenadas cartesianas. Donde posteriormente se realiza el producto de las velocidades angular debido al cambio en los ángulos de alabeo y guiñada.
- $J_r\dot{\theta}\Omega_r$: Este momento se genera debido al giro de las hélices con velocidad angular relativa Ω respecto a otro marco de referencia con velocidad angular $\dot{\theta}$ y se conoce como el efecto giroscópico del propulsor con respecto al eje x ⁶⁹.
- $l(-T_2 + T_4)$: Debido a una diferencia en velocidad y/o aceleración entre los propulsores 4 y 2, se genera un momento con respecto al eje de roll de esta magnitud debido a los empujes en las hélices 4 y 2, en la cual L_1 es la distancia perpendicular que existe entre el eje de giro de las hélices y el centro de gravedad del cuadricóptero⁷⁰.

⁶⁸ OTTEN, E. Inverse and forward dynamics: models of multi-body systems. Netherlands. Institute of Movement Sciences, University of Groningen [en línea]. 2003. P 1494 – 1495. [Citado 17 de enero de 2019] Disponible en la web: <
<https://europepmc.org/backend/ptpmcrender.fcgi?accid=PMC1693250&blobtype=pdf> >

⁶⁹ PEÑA, Mauricio., VIVAS, Edilberto y RODRIGUEZ, Carol. Modelamiento Dinámico y control LQR de un Quadrotor. Investigación en Ingeniería. 2010. P 75 – 77. [Citado 17 de enero de 2019]. Disponible en la web: <
https://www.academia.edu/26088619/Modelamiento_Din%C3%A1mico_y_control_LQR_de_un_Quadrotor >

⁷⁰ Ibid., p 75.

- $h(\sum_1^4 H_{yi})$: las sumatoria de las fuerzas centrales con respecto al eje x cuando se traslada en y. posteriormente realiza la multiplicación de la altura en el centro de gravedad y el plano del rotor.
- $(-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi}$: Es la suma de momentos de alabeo con respecto al eje x de la hélice i.
- **Momento de cabeceo.** Se describe en la ecuación 8.

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\Phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J_r\dot{\Phi}\Omega_r + l(T_1 - T_3) - h\left(\sum_1^4 H_{xi}\right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{myi} \quad (8)$$

A continuación, se realiza una descripción de la ecuación 8.

- $\dot{\Phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx})$: se presenta la diferencia entre los momentos de inercia de z, x en el plano de coordenadas cartesianas. Donde posteriormente se realiza el producto de las velocidades angular debido al cambio en los ángulos de cabeceo y guiñada.
- $J_r\dot{\Phi}\Omega_r$: Este momento se genera debido al giro de las hélices con velocidad angular relativa Ω , respecto a otro marco de referencia con velocidad angular φ y se conoce como el efecto giroscópico del propulsor con respecto al eje y^{71} .
- $l(T_1 - T_3)$: Debido a una diferencia en velocidad y/o aceleración entre los propulsores 1 y 3, se genera un momento con respecto al eje de pitch de esta magnitud como se explicó en el anterior ítem⁷².
- $h(\sum_1^4 H_{xi})$: las sumatoria de las fuerzas centrales con respecto al eje y cuando se traslada en x. posteriormente realiza la multiplicación de la altura en el centro de gravedad y el plano del rotor.
- $(-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{myi}$: Es la suma de momentos de alabeo con respecto al eje y de la hélice i..

⁷¹ Ibid., p 77.

⁷² Ibid., p 76.

- **Momentos de guiñada.** Se describe en la ecuación 9.

$$I_{yy}\ddot{\psi} = \dot{\Phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) + J_r\dot{\Omega}_r + (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i + l(H_{x2} - H_{x4}) + l(-H_{y1} + H_{y3}) \quad (9)$$

Se realiza una descripción de la ecuación 9.

- $\dot{\Phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy})$: se presenta la diferencia entre los momentos de inercia de x, y en el plano de coordenadas cartesianas. Donde posteriormente se realiza el producto de las velocidades angular debido al cambio en los ángulos de alabeo y cabeceo.
- $J_r\dot{\Omega}_r$: Efecto giroscópico de la hélice con respecto al eje z.
- $(-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i$: Sucede cuando hay desbalance en los movimientos de las hélices que giran a derecha con los que giran a izquierda⁷³.
- $l(H_{x2} - H_{x4}) + l(-H_{y1} + H_{y3})$: Este momento lo producen las fuerzas de desbalance de fricción H causadas por la traslación en x o y⁷³
- **Fuerzas a lo largo del eje Z** Se describe en la ecuación 10.

$$m\ddot{z} = mg - (c\ddot{\psi} * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i \quad (10)$$

- **Fuerzas a lo largo del eje X** Se describe en la ecuación 11.

$$m\ddot{x} = (s\psi * s\Phi + c\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{xi} - \frac{1}{2} C_x A_c \rho \dot{x} |\dot{x}| \quad (11)$$

⁷³ Ibid., p 77.

- **Fuerzas a lo largo el eje Y.** Se describe en la ecuación 12.

$$m\ddot{y} = (-c\psi * s\Phi + s\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{yi} - \frac{1}{2} C_x A_c \rho \dot{y} |\dot{y}| \quad (12)$$

Descripción de las ecuaciones 10, 11 y 12.

$(-c\psi * s\Phi + s\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i$, $(s\psi * s\Phi + c\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i$ y $(c\ddot{\psi} * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i$: Los empujes T_i de los cuatro propulsores siempre son paralelos al eje de Yaw, por ende giran su posición con respecto a los ejes X, Y y Z en los cuales se estudia el movimiento de traslación del quadrotor, por lo que se tiene la transformación en términos de los ángulos de Roll, Pitch y Yaw. Los empujes T_i son las fuerzas perpendiculares al plano de cada una de las hélices⁷⁴.

- $C_x A_c \rho \dot{x} |\dot{x}|$, $C_x A_c \rho \dot{y} |\dot{y}|$: Estos términos son las fuerzas de fricción que aparecen en todo cuerpo que se traslada en presencia de algún fluido, en este caso el aire se opone al movimiento del quadrotor, donde C_x , C_y , C_z son coeficientes experimentales y/o teóricos que depende de la forma del cuerpo, A_c es el área del centro del quadrotor y ρ es la densidad del aire⁷⁵.

En las ecuaciones 13 se describe el modelo completo para el sistema dinámico del cuadricóptero. Estas ecuaciones permitirán analizar el controlador para estabilizarlo en la zona que desempeñara sus labores de aspersión.

$$\begin{aligned} I_{xx} \ddot{\Phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz}) + J_r \dot{\theta} \Omega_r + l(-T_2 + T_4) - h \left(\sum_{i=1}^4 H_{yi} \right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{mxi} \\ I_{yy} \ddot{\theta} &= \dot{\Phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx}) + J_r \dot{\Phi} \Omega_r + l(T_1 - T_3) - h \left(\sum_{i=1}^4 H_{xi} \right) + (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{myi} \\ I_{yy} \ddot{\psi} &= \dot{\Phi} \dot{\theta} (I_{xx} - I_{yy}) + J_r \dot{\psi} \Omega_r + (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i + l(H_{x2} - H_{x4}) + l(-H_{y1} + H_{y3}) \\ m\ddot{z} &= mg - (c\ddot{\psi} * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ m\ddot{x} &= (s\psi * s\Phi + c\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{xi} - \frac{1}{2} C_x A_c \rho \dot{x} |\dot{x}| \\ m\ddot{y} &= (-c\psi * s\Phi + s\psi * s\theta * c\Phi) \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{yi} - \frac{1}{2} C_x A_c \rho \dot{y} |\dot{y}| \end{aligned}$$

13

⁷⁴ Ibid., p 74.

⁷⁵ Ibid., p 75.

4.1.6. Descripción de fuerzas y momentos de los formalismos (Según autores)

La ecuación 13 obtenidas al final del modelamiento están sujetas a variables donde sea cual sea el vehículo aéreo no tripulado deben contar para realizar su respectivo modelado⁷⁶. Por ejemplo, las fuerzas de empuje, los momentos de inercia, efectos de giro del cuerpo entre otras. Por otro lado, existen otro tipo de variables que dependen directamente de la actividad que desarrollara el cuadricóptero como: la velocidad del viento, la humedad, la temperatura entre otras, ya que estas están directamente relacionadas con la estabilización del vehículo aéreo no tripulado. Por lo expuesto anteriormente cada modelo matemático define sus respectivas ecuaciones con base a las variables que utiliza.

R. Rico, P. Maisterra, M. Gil-Martínez, J. Rico-Azagra, S. Nájera en su artículo presentan el modelo matemático de un cuadricóptero con configuración en aspa. Para su desarrollo ha sido necesario definir las acciones que actúan sobre el sistema como son el empuje generado por cada rotor, los pares de arrastre, la fuerza de gravedad, fuerza de sustentación y efectos giroscópicos producidos por el giro de los mismos, así como los aspectos aerodinámicos generados por la fricción con el aire⁷⁷.

KAYA, I y MAISTERRA, M. En su artículo mencionan el vuelo estacionario y vuelo vertical de un cuadrotor. Se estudió teniendo en cuenta la aerodinámica del rotor. En primer lugar, se llevó a cabo un enfoque en la teoría del elemento aspas y la teoría de momento. La fuerza de empuje, la fuerza H, la fuerza lateral y el par del rotor, el momento de rodadura y el momento de cabeceo se derivaron utilizando la teoría del elemento de aspas. En segundo lugar, mediante el uso de la teoría del momento, se encontró la velocidad inducida para el vuelo estacionario, el vuelo vertical y el vuelo hacia adelante⁷⁸.

SPONG, M., HUTCHINSON, S y VIDYASAGAR, M realizan un modelo dinámico para un cuadricóptero y no tiene en cuenta los efectos que produce el entorno sobre éste tales como las fricciones con el aire, y tampoco tiene en cuenta los cambios de posición de las hélices debido al cambio en la actitud del vehículo, ya que en el movimiento las aspas producen fuerzas que afectan la geometría

⁷⁶ Bouabdallah, S. Op. Cit.p. 24 .

⁷⁷ RICO, R., MAISTERRA, M., GIL-MARTINEZ, M., RICO, J. NÁJERA, S. Op.cit 35.

⁷⁸ KAYA, Derya y KUTAY, Ali. Op.cit., p 7.

de las mismas y por consiguiente las nuevas fuerzas de sustentación y arrastre cambian el comportamiento del sistema⁷⁹.

Luego de haber realizado una objetiva descripción de distintos métodos de modelamiento físicos útiles para el objetivo principal del proyecto de grado, se procederá a realizar una observación sobre los distintos tipos de técnicas de control que se encontrarían en disponibilidad para conseguir el funcionamiento adecuado del vehículo aéreo no tripulado que se busca desarrollar. Y de las cuales se escogerá una, que se acople a las necesidades tanto por practicidad como por eficiencia y eficacia de la misma.

Para abarcar las diferentes técnicas de control es importante generar una categorización entre ellas. En grandes rasgos las técnicas de control pueden dividirse en control lineal y no lineal, cada una de estas agrupaciones tiene diferentes métodos encontrados al transcurso de los años de la ingeniería de control de sistemas. A continuación, se nombrarán algunos de los posibles métodos de control lineales y no lineales, algunas de sus características generales y como pueden ser aplicadas en el amplio mundo de los cuadricópteros.

4.1.7. Técnicas de control lineal:

4.1.7.1. Controlador proporcional, integral y derivativo PID : Durante la investigación realizada cabe resaltar que este tipo de controlador es del que más evidencia se encontró acerca de su uso y diferentes aplicaciones en cuanto a la navegación de vehículos aéreos no tripulados.

Una de las más relevantes investigaciones encontradas acerca de la implementación de un sistema de control PID en un cuadrotor fue la realizada por Samir Bouabdallah y compañía, debido a que este personaje tiene una gran cantidad de desarrollos relacionados con los vehículos aéreos no tripulados. En este estudio el grupo de trabajo en el que Bouabdallah se encontraba quiso realizar una comparación entre un controlador PID y un controlador LQ para la operabilidad de un cuadrotor OS4 con el cual deseaban hacer vuelos en áreas cerradas, y por medio del controlador PID construyeron todo el análisis e implementación para la estabilización de posición del vehículo. Para conseguir que el vehículo realizara trayectorias significativas realizaron una linealización local del sistema, y debido a esto se anularon los efectos giroscópicos del diseño del controlador. Luego del trabajo investigativo y la ejecución de varias pruebas, determinan como conclusión que el controlador PID tiene un rendimiento

⁷⁹ PEÑA, Mauricio., VIVAS, Edilberto y RODRIGUEZ, Carol. Op.cit., p 84.

sobresaliente en vuelos estacionarios, pero que reduce su eficiencia ante la presencia de un número alto de perturbaciones con magnitudes considerables⁸⁰.

A diferencia de la anterior aplicación analizada, en el trabajo investigativo no se descartaron los movimientos que determinaban la incorporación del giroscopio, pero estos no eran controlados por el PID, sino que se hizo uso de un método intuitivo para mantener un control durante estos movimientos de giro realizados por el vehículo aéreo que en esta ocasión era destinado a manejar grandes velocidades.

Por lo anterior decidieron brindarle autonomía al dron durante las maniobras de giro ignorando los comandos del controlador y permitiéndole una mayor fluidez. El controlador PID también hizo uso de un sistema linealizado de cerca del vuelo. Pero durante el flip o giro el PID no emitía señales de control, el vehículo aéreo realizaba los movimientos guiado de un conjunto de parámetros establecidos con anticipación y que le señalaban al controlador en que momentos debía dar libertad al dispositivo. Por lo que de cierta forma, aunque se consideraban los movimientos analizados por el giroscopio, el controlador PID realizaba la misma tarea lineal que en el trabajo investigativo de Bouabdallah⁸¹.

4.1.7.2. Control Regulador cuadrático lineal LQR : Las estrategias integrales de regulación cuadrática lineal también tuvieron una aparición en la investigación realizada acerca de técnicas de control utilizadas en trabajos desarrollados acerca de vehículos aéreos no tripulados, en este caso se desea resaltar la aplicación de este tipo de controlador en el trabajo realizado por Waslander, S.L., Hoffmann, G. M., et,al; en donde esta estrategia es utilizada para conseguir un grado confiable de estabilidad en la posición, comportamiento y seguimiento del cuadrotor STARMAC el cual fue el participante activo de esta investigación. La técnica presento deficiencias en el control de la altitud del dron, debido a que presenta otros factores tales como la fricción no lineal o la desestabilización de la interacción coordinada de los 4 motores, que afectan el bucle de análisis de la misma, y que no pueden ser maniobrados por medio de técnicas de control convencional.

⁸⁰ Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2004), 2004, Vol. 3, 2451–2456

⁸¹ Lupashin, S., Schöllig, A., Sherback, M., and D'Andrea, R. A simple learning strategy for high-speed quadcopter multi-flips. In Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2010, 1642–1648

En otro trabajo investigativo desarrollado como tesis doctoral por Cowling, I. y que lleva por nombre “Towards autonomy of a quadrotor UAV”, se demostró que la técnica de control LQR puede ser funcional a la hora de aplicarla en la búsqueda de que el cuadricóptero siga una ruta asignada predeterminadamente.

Durante el trabajo mencionado en el párrafo anterior se presentó una desventaja en la implementación de esta técnica de control, ya que el controlador únicamente permitía realizar seguimiento a una ruta única definida con anterioridad, por lo que, si en el medio de la misma se llegaba a presentar algún cambio como la presencia de un obstáculo, era imposible que el vehículo aéreo no tripulado cumpliera con su ruta. Para esto el equipo de trabajo optó por generar un controlador en dos bucles, uno interno y uno externo.

El bucle externo permitió la optimización de los pasos a realizar durante la ruta por medio de un controlador predictivo basado en el modelo MBPC del cuadricóptero. Y el bucle interno presenta un controlador LQR que permite mantener el seguimiento de la trayectoria. La generación de esta solución permitía resolver el problema de restricciones durante la trayectoria, pero requería de una computación de datos significativa lo cual aumentaba la complejidad de procesamiento de datos que necesitaría soportar el software del controlador⁸².

4.1.7.3. Controlador H-infinito: Durante el recorrido por técnicas lineales implementadas en vehículos aéreos no tripulados, se encontraron dos grupos de trabajo con varios desarrollos investigativos en los cuales tomaban como alternativa de control la técnica de H-infinito.

El mismo grupo de trabajo realizó dos técnicas de control una parte realizada en H-infinito y otra por otra técnica de control más compleja, y las describió en 3 trabajos de investigación diferentes.

En el primero el cual llevo por nombre “Backstepping/nonlinear H^∞ control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle”, hicieron uso de una técnica de control robusto y no lineal para conseguir realizar el seguimiento de la trayectoria realizada por el cuadricóptero. En esta oportunidad, la técnica H-infinito se encargaba de realizar el control de los movimientos angulares, consiguiendo una estabilidad entre cada uno de los estados definidos del dron. Además, por medio de la estabilización de los movimientos de traslación consiguieron realizar un rastreo a la trayectoria de referencia por medio de un enfoque de control de retroceso.

⁸² Cowling, I. Towards autonomy of a quadrotor UAV [en línea] . 2008.

En el segundo y tercer caso de estudio realizado por los mismos investigadores a los cuales les dieron los títulos de: “Path tracking of a UAV via an underactuated control strategy” y “An integral predictive/ nonlinear H^∞ control structure for a quadrotor helicopter” respectivamente. Consiguieron combinar la técnica de H-infinito con una estrategia de control predictivo para conseguir el mismo resultado de seguimiento de trayectoria, observando que la técnica de H-infinito permite una correcta implementación en áreas en donde se encuentre la presencia de perturbaciones e incertidumbres de parámetros durante la trayectoria a realizar por el vehículo aéreo no tripulado.

4.1.8. Técnicas de control no lineal:

4.1.8.1. Control basado en la teoría de Lyapunov: La teoría de Lyapunov es también conocida como teoría de la estabilidad y tiene un rol bastante importante en áreas como la teoría de sistemas y la ingeniería como tal.

Explícitamente no se encuentra en una gran cantidad de documentos relacionados con el control de vehículos aéreos no tripulados, pero varios de los autores utilizaron implícitamente las funciones de Lyapunov para brindar estabilidad a los sistemas de manera garantizada, y aunque obtuvieron buenos resultados en cuanto a estabilidad, no siempre se obtenía un buen rendimiento o precisión en la operación de control.

El teorema de Lyapunov es un pilar para la construcción e implementación de controladores de modo deslizante o de respaldo, y se puede entender el mismo como una traducción matemática de un comportamiento físico de la energía total que se encuentra en un sistema, expresando que si la energía se disipa en su totalidad y disminuye de manera continua entonces el sistema va a recuperar su estado estable con el paso del tiempo.

4.1.8.2. Backstepping: también conocido como control de retroceso, es una técnica que se encuentra ligada al teorema de Lyapunov, y permite el desarrollo formal de un control que permita la estabilización de un sistema no lineal. Este tipo de técnica es bastante acertada a la hora de hablar de la dinámica de los cuadricópteros la cual responde a una estructura en cascada⁸³.

Para citar un ejemplar de esta técnica vuelve a aparecer el investigador Samir Bouabdallah, el cual está en su trabajo investigativo “Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying” mediante la técnica de retroceso permite al cuadricóptero OS4 realizar desplazamientos autónomos con un control constante de altitud, y también le brinda la capacidad de iniciar y

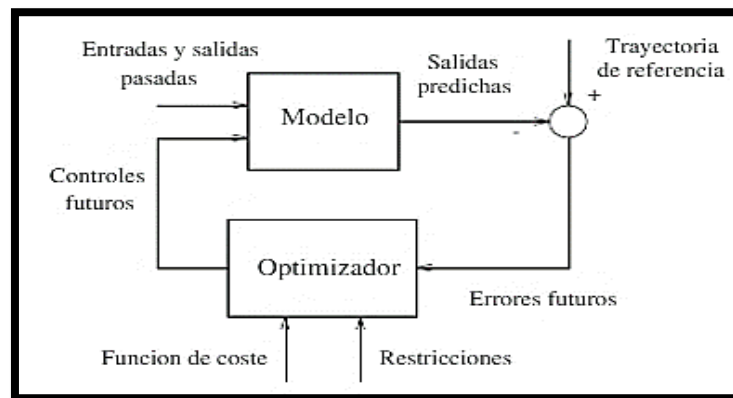
⁸³ Bouabdallah, S. Op. Cit.p. 45 .

terminar los recorridos por medio de la autonomía a la hora de despegar y aterrizar⁸⁴.

4.1.8.3. Control Predictivo: Este tipo de control ha tenido un avance significativo en la industria desde finales de los 70, época en que fue desarrollado este postulado de técnica de control. Aunque en realidad el uso del término control predictivo, no hace referencia a una sola técnica de control definida para predecir el futuro de un sistema, si no que más bien habla acerca de un conjunto de técnicas de control que por medio de un modelo de proceso definido permiten obtener una señal de control minimizando la función objetivo.

Dentro de las características principales de este modelo de control es que permite predecir el desarrollo de la actividad en un tiempo futuro, esta técnica también es caracterizada por hacer uso de un horizonte de control finito, es decir a pesar de que se debe tener claro cuál va a ser la primer señal de perturbación no solo se debe realizar de manera concreta el cálculo para esta señal, si no que se debe proporcionar al controlador el cálculo de las diferentes posibilidades de perturbaciones es decir del horizonte de control completo para que a medida de su desarrollo este pueda generar una predicción cercana a lo que sucederá y que acción debe tomar. Véase figura 20.

Figura 20 Modelo Básico del controlador predictivo



Fuente: CAMACHO, Eduardo y BORDONS Carlos. Control predictivo: pasado, presente y futuro. Sevilla. Escuela superior de ingenieros. Universidad de Sevilla. 2010. [Consultado el 20 de febrero de 2019]. Disponible en la web: <https://www.researchgate.net/publication/28141992_Control_Predictivo_Pasado_Presente_y_Futuro>

⁸⁴ Ibid. p. 45.

Esta técnica control simplifica de gran manera la implementación debido a que es utilizada en procesos donde los operarios no tienen mucha idea de control por lo que su proceso debe ser bastante intuitivo, es muy útil cuando durante el desarrollo del proceso se conocen las posibles referencias futuras del comportamiento del sistema, una aplicación usual de este tipo de controladores es en la robótica o en procesos que son realizados por lotes.

Según las investigaciones realizadas sobre esta técnica aplicada a los vehículos aéreos no tripulados, es capaz de optimizar las trayectorias, y mejorar el comportamiento de funcionalidades autónomas. Este tipo de controlador es óptimo para realizar vuelos autónomos incluyendo capacidades robustas como la re-optimización de trayectorias en cada momento dependiendo de cambios durante el bucle de la misma⁸⁵.

4.1.9. MODELO DE SIMULACIÓN

Este modelo fue desarrollado e implementado por el Doctor Samir Bouabdallah para un Dron de 4 rotores. En su documento contempla parámetros fundamentales para el vuelo de un vehículo aéreo no tripulado. Por este motivo se toma como referencia el modelo para realizar el cuadricóptero planteado en este documento. Realizando una respectiva indagación, el modelo planteado por Samir Bouabdallah evalúa elementos importantes que están directamente relacionados en el desarrollo del sistema. También, se logró determinar que el modelo es implementado por diferentes autores que desean realizar el modelamiento de su sistema.

Dentro de estos parámetros se encuentra la metodología para el desarrollo del modelo matemático. Aquí se contemplan factores indispensables como los momentos de inercia, la masa, la velocidad, sistema de coordenadas, los ángulos de posición, momento de alabeo, momento de cabeceo, momento de guiñada y momento de arrastre. Así como también se estudian las fuerzas de empuje, fuerzas centrales, efecto tierra y efectos giroscópicos. Cada uno de estos parámetros fueron descritos previamente. Dando como resultado las 6 ecuaciones que permiten describir el movimiento del sistema del vehículo aéreo no tripulado. Después de obtener las ecuaciones procedió a realizar la simulación con Matlab, en este punto realizo controladores para poder lograr la estabilización del vehículo cuando está navegando.

⁸⁵ . Cowling, I. D., Whidborne, J. F., and Cooke, A. K. Optimal trajectory planning and LQR control for a quadrotor UAV [en línea]. In Proceedings of the UKACC International Conference on Control, 2006.

En este proceso de simulación fue necesario calcular parámetros importantes para poder realizar la implementación del cuadricóptero que se desea implementar. Estos se pueden evidenciar en la sección descrita como parámetros para la simulación 4.3.3.

4.2. IDENTIFICACIÓN LAS VARIABLES QUE CARACTERIZAN EL SISTEMA EN SU ENTORNO DE OPERACIÓN

Durante la investigación este capítulo tendrá vital importancia debido a que es en donde el grupo de trabajo busca de definir algunos parámetros de importancia para poder realizar el modelamiento y otras que se deberán tener en cuenta en el diseño y ajuste del controlador para el sistema. A partir de estos datos se encontrarán desde detalles propios del cuadrotor como la definición de su peso de trabajo, hasta características importantes de la zona de trabajo como velocidad del viento y humedad.

En un principio se debe reconocer que este trabajo ha iniciado su elaboración sin una definición específica de diseño del cuadrotor por parte del semillero de investigación, solo se hizo una pequeña solicitud de que el dron pudiera cargar al menos una cantidad de 3 litros de agroquímico para su aspersión.

Debido a lo anterior, se tomó la libertad de hacer la selección de algunos de los componentes más relevantes durante la construcción del diseño del vehículo aéreo no tripulado, los cuales brindaran un aproximado de la masa total que tendrá el sistema al finalizar su elaboración. Además de que se busca brindar un poco de información adicional al grupo de investigación para que puedan tener a su disposición datos de algunos componentes que probablemente se encuentren entre los opcionados a la hora de definir el diseño final del cuadrotor.

4.2.1. Características de diseño

Para comenzar con una propuesta estructural del diseño del cuadricóptero que permita a los investigadores aproximarse a un valor de peso estimado final, es importante conocer algunos de los materiales con los que se podría generar la construcción general del vehículo, es por esto que se ha realizado una preselección de algunos de los materiales que son utilizados comúnmente en la fabricación de este tipo de sistemas. En este caso, al ser un dron destinado a la carga, fue importante escoger los materiales que presentaban características adecuadas en cuanto a peso, entre los que se pudieron encontrar:

4.2.1.1. Fibra de carbono: Este material está compuesto por miles de fibras de carbono que unidas forman diminutos filamentos del mismo material con un diámetro aproximado de entre 5 y 10 μm . Ver figura 21.

Figura 21 Fibra de carbono



FUENTE: MTB.CUADRO DE ALUMINIO O CARBONO. 2019. [CONSULTADO EL 1 DE MAYO DE 2019]. DISPONIBLE EN LA WEB: <https://www.marchasyrutas.es/blog/cuadro-de-aluminio-o-carbono/>

Dentro de sus propiedades físicas se encuentra una densidad aproximada de 1.6 g/cm^3 , y su resistencia longitudinal y transversal depende del tipo de tejido que se realice en la elaboración de la fibra. Por temas de mercado, lo usualmente utilizado en vehículos aéreos no tripulados es una fibra de carbono unidireccional debido a que su costo es más favorable al de la fibra bidireccional y presenta generalmente una resistencia longitudinal superior a los 1100 MPa, pero una deficiencia en la resistencia transversal que solo logra superar los 50MPa⁸⁶.

Otras de las propiedades importantes del material son su conductividad eléctrica elevada y su baja conductividad térmica, una gran capacidad de aislamiento, resistencia a la oxidación o corrosión por ambientes alcalinos o externos que puedan generar este tipo de respuesta de los materiales como aceros o aluminio, inercia química, buena resistencia a las variaciones de temperaturas, entre otras⁸⁷.

⁸⁶ MOYANO, Sergio. Diseño y construcción de un quadcopter [en línea]. P 31 – 38. [Citado 1 de mayo de 2019]. Disponible en la web: < <https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/21902/102664.pdf?sequence=1&isAllowed=y> >

⁸⁷ SÁENZ, David y BRAVO, Daniel. La fibra de carbono [en línea]. P 4 – 5. [Citado 1 de mayo de 2019]. Disponible en la web:

4.2.1.2. Fibra de vidrio: Al igual que la fibra de carbono, la fibra de vidrio es un material compuesto a partir de una gran cantidad de filamentos diminutos, pero en este caso la materia prima principal es el vidrio, que luego de ser fundido pasa por un proceso físico que permite a los fabricantes estirarlo hasta el punto de llevarlo a las dimensiones necesarias.

En el mercado se encuentran 5 tipos de fibras de vidrio tipo R, tipo D, tipo AR, tipo C y tipo E. Esta última es el tipo de fibra que se utiliza con mayor frecuencia, representa el 90% de composición de la gran mayoría de resinas compuestas⁸⁸.

La fibra de vidrio tipo E tiene por lo general un peso de 2.6 g/cm^3 , los filamentos que hacen parte de su composición tienen un diámetro de entre 12 y $22.5 \text{ }\mu\text{m}$. En cuanto a características mecánicas esta fibra presenta una tenacidad de 1.30 N/tex, una máxima elongación de 4.5% antes de su ruptura y una fuerza de tracción de 3400MPa. Eléctricamente hablando, la fibra de vidrio tipo E tiene una resistividad de 10^{14} a 10^{15} ohm/cm y un factor de disipación dieléctrica de 0.0010 – 0.0018 a 106Hz⁸⁹. Ver figura 22.

<https://www.academia.edu/8081948/Ciencia_de_los_materiales_LA_FIBRA_DE_CARBONO>

⁸⁸ KOCH, Michael y LUPTON, David. Fibra de vidrio. Bloc. Tecnología de los plásticos [en línea]. 2011. P 1. [Citado 2 de mayo de 2019]. Disponible en la web: <https://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/12/fibra-de-vidrio.html>

⁸⁹ CALVO SEALING. Fibra de vidrio tipo E. Propiedades [en línea]. Barcelona. P 1 – 4. [Citado 2 de mayo de 2019]. Disponible en la web: http://calvosealing.com/sites/default/files/fibra_de_vidrio.pdf

Figura 22 Fibra de vidrio



FUENTE: M2 TERRASSA, s.L. FIBRA DE VIDRIO. [CONSULTADO EL 1 DE MAYO DE 2019]. DISPONIBLE EN LA WEB: <http://www.m2terrassa.com/en/productos/fibra-de-vidrio/cinta-de-roving/>

4.2.1.3. Plástico para impresión 3D: Aunque la palabra plástico pueda distraer la atención y pensar en cualquier tipo de recipiente de la vida cotidiana, las impresoras 3D han permitido llevar diferentes tipos de aleaciones del plástico a sistemas complejos tales como un vehículo aéreo no tripulado, de forma eficaz y quizás un poco más sencilla que los materiales anteriormente mencionados.

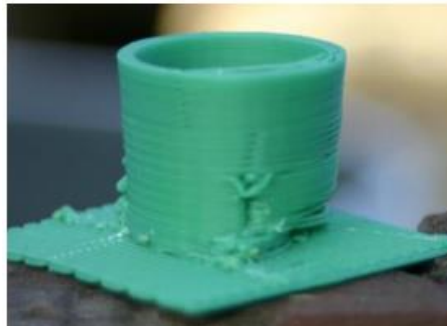
Estas impresoras hacen uso de filamentos de materiales tales como el PLA (Ácido poli láctico) que es un polímero termoplástico y es de los más utilizados al a hora de impresiones en 3D. Este polímero es derivado del ácido láctico y puede ser fabricado a partir de recursos biodegradables tales como el trigo, el maíz u otros productos que tengan dentro de sus propiedades un alto porcentaje de almidón⁹⁰.

Este termoplástico PLA, ver figura 23, tiene características físicas y mecánicas que le permiten ser usado para tareas polifacéticas, y entre ellas se podría encontrar la fabricación de piezas o del chasis general de un vehículo aéreo no tripulado. Dentro de estas propiedades se encuentra una densidad de 1.25 g/cm³, un módulo de elasticidad de 3.5 GPa, una máxima elongación de 6% antes de llegar a un punto de quiebre, una resistencia a la tracción de 50MPa, entre otras⁹¹.

⁹⁰ DIAZ, Sergio. Op.cit., p 22 .

⁹¹ MAKEITFROM. Polyactic Acid (PLA, Polylactide) [en línea]. 2018. P 1. [Citado 3 de mayo de 2019]. Disponible en la web: <https://www.makeitfrom.com/material-properties/Polyactic-Acid-PLA-Polylactide/>

Figura 23 impresión en 3d con PLA



FUENTE: LEWIS, DAVID. 3D PRINTING AT DISCOVERY CHARTER SCHOOL. 2011. [CONSULTADO EL 1 DE MAYO DE 2019]. DISPONIBLE EN LA WEB: <http://deelip.com/3d-printing-at-discovery-charter-school-part-4>

A partir del análisis de las características principales de los 3 materiales con los que más frecuentemente se trabaja a la hora de la construcción del chasis de los vehículos aéreos no tripulados, se dispone a realizar una aproximación de la estructura que se desea realizar, teniendo en cuenta las consideraciones iniciales que se tuvieron en el planteamiento del proyecto de grado con el semillero de investigación, las cuales determinan que el chasis debe estar diseñado para la implementación de un vehículo aéreo no tripulado de 4 rotores, es decir un cuadricóptero.

Se obtiene un promedio de peso relativamente similar con los tres tipos de material debido a su poca diferencia de peso, la cual para los dos materiales más distantes es simplemente de 1g/cm^3 . Según el área diseñada para el esquema del chasis del dron, esta tendrá un peso aproximado de 500 g.

Otra de las piezas más relevantes en cuanto a la masa del sistema va a ser por obvias razones, la carga que generara el tanque en el cual se esperan transportar los 3 litros de agroquímico. En un principio se tomará una aproximación del peso por litro de agroquímico a las características conocidas del agua, es decir cada litro de contenido tendrá un peso aproximado de 1kg, por lo tanto, el contenido del tanque tendrá un peso de 3kg, estando en su capacidad máxima de transporte. Y el tanque sin carga alguna podría pesar cerca de 500 g, siendo realizado por medio de impresión 3D con el material mencionado anteriormente, PLA. Por ende, se tendría que el peso máximo de esta parte del cuadricóptero aportaría un peso total de 3.5kg a la masa general del sistema.

La penúltima pieza específica del diseño del cuadricóptero que brindará un aumento de peso significativo a la estructura, será la incorporación de los

motores que permitirán la suspensión y navegación del vehículo durante sus recorridos.

Gracias a un aporte realizado por un grupo de trabajo conformado por estudiantes de la universidad de Valladolid. Universidad que se encontró acompañando los primeros pasos investigativos del proyecto de grado y la cual tiene un amplio trabajo en cuanto al diseño e implementación de diferentes tipos de drones, se llegó a la conclusión de que para conseguir que la estructura tuviera una resistencia al peso generado por el agroquímico, se iba a necesitar llevarla a un punto de masa en el cual su peso total fuera de alrededor de 7 a 9 kg.

Por lo que, para poder escoger los motores adecuados, sin conocer con certeza el peso final del dispositivo, se va a tomar esta sugerencia como el ideal final de peso, iniciando entonces la búsqueda de algunos motores DC, que permitan un empuje suficiente para levanta una estructura de 8 kg.

Para esto es importante realizar el siguiente cálculo de empuje para los motores con la ecuación 14.

$$T = \frac{2 * W}{4} \quad (14)$$

$$T = \frac{2 * 8 \text{ kg}}{4} = 4 \text{ kg}$$

- T= empuje individual del motor
- W = peso total del sistema

Gracias a la ecuación 14 se observa que para cada uno de los motores debe tener como mínimo un empuje de 4 kg, y seria este el valor principal que se debería buscar en las características generales de los mismos.

Cabe resaltar que encontrar motores sin escobillas con este empuje (brushless DC motors) es un poco complejo. En el mercado encontraron una gran variedad de motores y sus especificaciones, pero eran para vehículos aéreos no tripulados con un peso total de entre 0.5 y 5kg.

De acuerdo a lo anterior, el motor que se escogió debido a sus prestaciones en cuanto a capacidad de empuje fue el AT3520. Ver figura 24.

Figura 24 T-MOTORS AT3520



Fuente: T-MOTORS. [consultado el 1 de mayo de 2019]. [Sitio web]. Disponible en la web: http://uav-en.tmotor.com/html/uav/html/2019/motors_0226/217.html

Este motor según la página principal de la empresa distribuidora del mismo tiene un empuje de desde 0.973 Kg hasta 4.116 Kg dependiendo de ciertas configuraciones del sistema que van desde el tipo de batería que se utilice hasta las hélices con las que se piense trabajar. Pero esta es una capacidad de empuje que permite que el motor ser utilizado para la aplicación que se desea en este proyecto de grado. Estas características se pueden observar con mayor detalle en la tabla1 que se mostrará a continuación, pero se debe tener en cuenta que, en el apartado de peso del modelo, se hace referencia al peso que puede levantar cada motor, es decir este es el empuje sobre el cual se debe trabajar.

Tabla 1 Tabla de especificaciones del motor AT3520

Porcentaje	Voltaje (V)	Corriente (A)	Potencia (W)	RPM	Torque (N*m)	Empuje (g)
40%	22.49	5.15	115.79	4423	0.185	973
45%	22.46	6.71	150.66	4888	0.224	1169
50%	22.43	8.50	190.74	5313	0.268	1408
55%	22.37	11.18	250.13	5785	0.326	1689
60%	22.34	13.70	305.98	6192	0.380	1954
65%	22.29	16.90	376.75	6664	0.440	2247
70%	22.23	20.26	450.36	7056	0.498	2529
75%	22.16	24.56	544.30	7454	0.570	2863
80%	22.08	29.20	644.83	7818	0.646	3216
90%	21.93	38.47	843.54	8481	0.776	3787
100%	21.83	44.28	966.63	8762	0.854	4116

Fuente: T-MOTORS. [consultado el 1 de mayo de 2019]. [Sitio web]. Disponible en la web: http://uav-en.tmotor.com/html/uav/html/2019/motors_0226/217.html

Las demás especificaciones técnicas del motor, compartidas por su fabricante se presentan a continuación, en la tabla 2.

TABLA 2 Especificaciones técnicas at3520

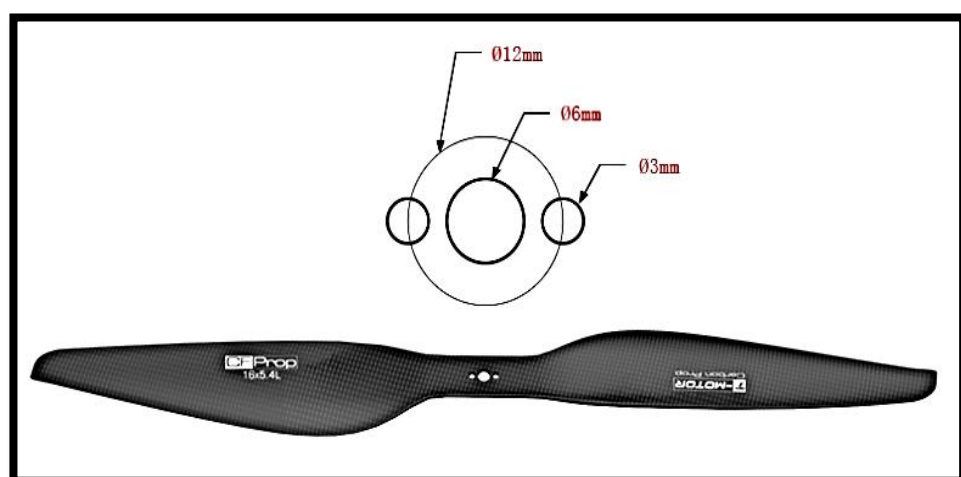
Dimensiones del motor (W*h) (mm)	43 * 65
Corriente (A)	1.1
Power (W)	1100
Peso (Kg)	0.28
Voltaje nominal (V)	4 – 6 S
Pico de corriente (A)	50

Fuente: T-MOTORS. [consultado el 1 de mayo de 2019]. [Sitio web]. Disponible en la web: http://uav-en.tmotor.com/html/uav/html/2019/motors_0226/217.html

Como se puede observar en la tabla 2, cada uno de los motores tendrá un peso de 218 g, por lo que los 4 en total le aportaran al sistema un peso completo de 0.9 kg.

Para que este motor brinde el empuje mencionado, se debe utilizar hélices de 16 pulgadas, en fibra de carbono. Las hélices implementadas son las siguientes, ver figura 25.

Figura 25 hélices de 16x5.4”



Fuente: T-MOTORS. [consultado el 1 de mayo de 2019]. [Sitio web]. Disponible en la web: http://uav-en.tmotor.com/html/uav/html/2018/polish_0416/134.html

A continuación, se coloca la tabla 2 de especificaciones para las hélices.

TABLA 3 Especificaciones hélice

Especificaciones	
Diámetro (Pulgadas)	16
peso (Kg)	0.028
Material	CF + Epoxy
Tipo de Hélices	2blades-integra
Temperatura de trabajo (°C)	-40 - 65
RPM	4000-6000 RPM/min

Fuente: T-MOTORS. [consultado el 1 de mayo de 2019]. [Sitio web]. Disponible en la web: http://uav-en.tmotor.com/html/uav/html/2018/polish_0416/134.html

La última parte del diseño del cuadricóptero que se tuvo en cuenta debido a su significativo aporte al peso final, fueron las baterías, las cuales generaron el aporte máximo a la masa total del sistema. Según la tabla 3 de especificaciones del motor, se hacía necesario buscar una batería li-po con 6 celdas para obtener un voltaje de 22.2 V. Sin embargo, para determinar la capacidad de las mismas es necesario evaluar la autonomía del sistema. Dicha autonomía a la vez depende del tiempo necesario para que el vehículo aéreo lleve a cabo la aspersión de un tanque completo de agroquímico. Dicho tiempo se estimó a partir del flujo típico de aspersión requerido. Se evaluaron algunos sistemas de aspersión convencionales, este flujo puede estar entre los $300 \frac{cm^3}{min}$ hasta $800 \frac{cm^3}{min}$, lo cual depende del tipo de agroquímico y la fase del cultivo. Para este proyecto de grado se asumirá un flujo de $300 \frac{cm^3}{min}$, para lo cual se requiere calcular un tiempo de autonomía (t), ver ecuación 15.

$$t = \frac{\text{capacidad del tanque}}{\text{flujo de aspersión}} \quad (15)$$

- Capacidad del tanque: la capacidad del tanque es de 3000 cm^3 para la aspersión que realizara el cuadricóptero.

$$t = \frac{3000 \text{ cm}^3}{300 \frac{cm^3}{min}}$$

Ahora, a partir de los datos de empuje de los motores, la corriente promedio de cada motor se puede aproximar como el valor de corriente para un empuje igual al 65% de cada motor, esto es aproximadamente 17 A, estos datos se pueden obtener de la tabla 1.

Con lo anterior, la capacidad de la batería (C) debe ser calculado por medio de la ecuación 16:

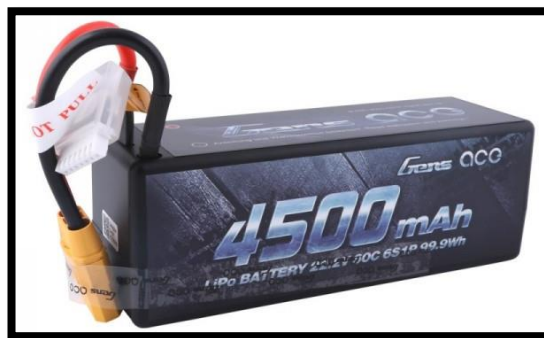
$$C = \# \text{ de motores} * \text{corriente } 65 \% * t \quad (16)$$

- # de motores: cantidad de total de motores que tendría el vehículo aéreo no tripulado, en este caso se toma un modelo de 4 motores.
- Corriente 65 %: Esta se determina por medio del empuje de cada motor, estos datos son brindados por el fabricante. Su unidad de medida es Amperios (A)
- t: tiempo de autonomía. Su unidad de medida es minuto (min).
- C: capacidad de la batería. Su unidad de medida es Amperio-Hora.

$$C = 4 * 17 * \left(\frac{10}{60}\right) h = 10Ah$$

Dentro de la búsqueda de las mismas, la que se acomodó de mejor manera debido a sus prestaciones fue la batería Gens ace 6s, que, según la página de un distribuidor de la misma, presenta las siguientes características y apariencia. Ver figura 26.

Figura 26 Batería Gens ace 6s



Fuente: RCINNOVATIONS. [Sitio web]. [consultado el 21 de febrero de 2019]. disponible en la web. < <https://rc-innovations.es/baterias-6s-lipo-22.2v-calidad-bajo-peso/bateria-lipo-gensace-6s-4500-60c-6s-22-2v-B-60C-4500-6S1P-HardCase-14> >

A continuación, se presentan características técnicas de la batería. Ver tabla

- Capacidad (mAh) : 4500
- Voltaje (V): 22.2
- Tasa de descarga (C): 60
- Peso (Kg): 630
- Tamaño (L*W*H) (mm): 138*49*47
- Conector: XT 90

Puesto que la capacidad de esta es aproximadamente la mitad de la requerida, se hace necesario usar dos módulos de estos en paralelo, con lo cual se obtiene un peso total debido a las baterías de aproximadamente 1260 g.

A continuación, se presenta una tabla 4 que resume el peso de los diferentes elementos del Dron:

Tabla 4 componentes para cuadricóptero

COMPONENTES	PESO (kg)
Motores + Hélices + ESC	1.23
Brazos	0.62
Agroquímico + Tanque	3.5
Aviónica (batería, unidad de control, sensores, bombas y misceláneos)	2.8
TOTAL	8.15

Fuente: Autoría propia.

4.2.2. Características meteorológicas

Para el inicio de la construcción aerodinámica y de control del vehículo aéreo no tripulado, es importante tener en cuenta que su hábitat de trabajo va a estar afectada por distintas variables naturales que componen un complejo sistema de perturbaciones que van a afectar de manera directa cada uno de los vuelos realizados por el vehículo de manera diferente e independiente. Por lo que es necesario tener en cuenta y comprender de manera concreta el comportamiento

de estas características naturales de las cuales depende de manera intrínseca el control adecuado de un sistema de vuelo.

Durante la navegación aérea de cualquier vehículo, este se va a ver afectado por propiedades naturales como la presión, temperatura y la humedad. Que en un principio son las condiciones meteorológicas que van a determinar las características climáticas y espaciales del momento en el que se desee realizar el vuelo.

Estas condiciones meteorológicas tienen relación con el comportamiento en conjunto de las capas terrestres conocidas como: litosfera, hidrosfera y atmósfera. Ya que la relación existente entre estas tres partes en cierta zona geográfica va a determinar en gran escala las características meteorológicas de la misma en cada instante de tiempo.

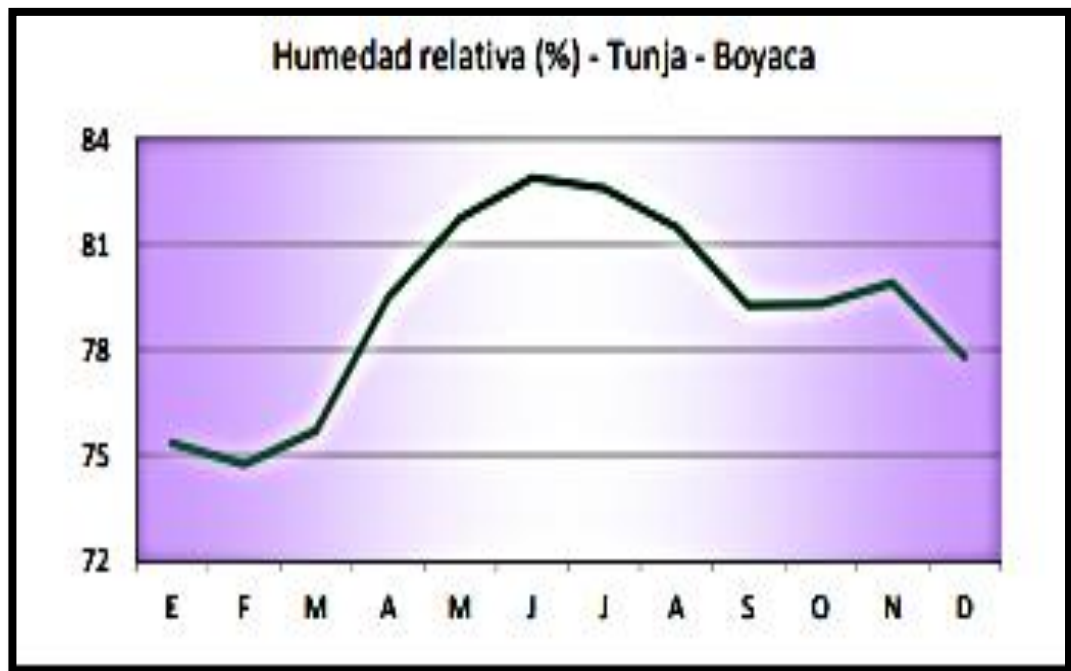
Como se mencionó en la sección 2.2, la zona para la cual está siendo destinado el cuadricóptero es el altiplano Cundiboyacense para el cual se escogió como representante de sus características geográficas una de sus dos capitales, Tunja. Por lo que la investigación realizada sobre las diferentes características climatológicas que pueden afectar el comportamiento sobresaliente del vehículo aéreo no tripulado será realizada en referencia a esta ciudad colombiana y por medio de la entidad encargada de realizar este tipo de estudios en el país que es el IDEAM, presenta diferentes reportes de información acerca de un gran número de características meteorológicas de todo el territorio colombiano.

Luego de escuchar la conferencia dictada por el instructor Francesco Pedovano en un curso de meteorología para drones dictado en el sindicato español de pilotos de líneas aéreas SEPLA, se ha decidido tener en cuenta tres factores que según esta conferencia tienen gran relevancia en el comportamiento del vuelo de cualquier vehículo aéreo, en especial los drones, y estos son la humedad, velocidad del viento, temperatura y presión atmosférica. De los cuales se encontraron los siguientes reportes de información en cuanto a Tunja:

4.2.2.1. Humedad: cuando de factores climatológicos de un territorio se habla, la humedad es uno de los más comunes. El aire encuentra entre sus factores de composición una parte de aire seco y cantidades diferentes de agua en forma de vapor, dependiendo de la ubicación o territorio en donde se esté midiendo. La humedad relativa describe la cantidad de partículas de agua que están siendo transportadas por el aire (IDEAM) y esto va a determinar de manera directa el desarrollo de lluvia o nubosidad en la zona.

Según el IDEAM durante el año Tunja tiene un promedio de humedad relativa del 79.3% y el siguiente grafico muestra el comportamiento de la misma a lo largo de todo el año. Ver figura 27.

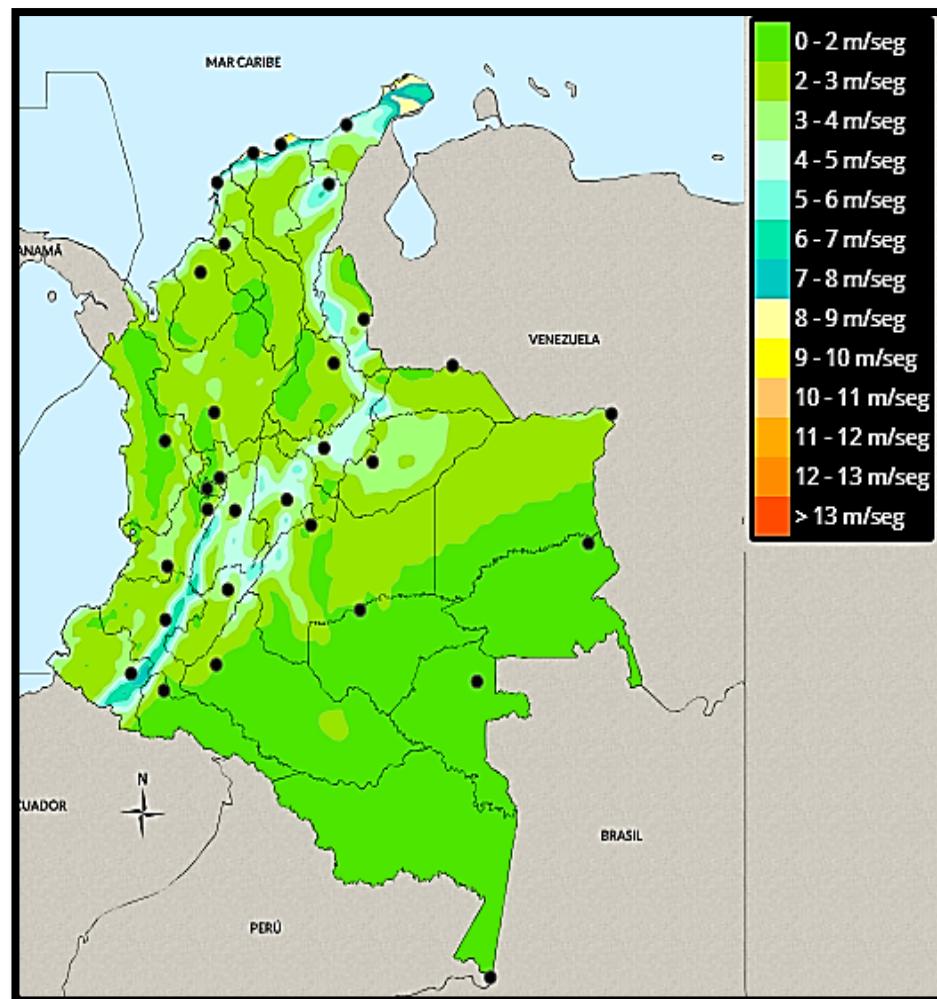
Figura 27 Humedad relativa anual en Tunja-Boyacá



Fuente: Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales. [sito Web]. Tunja: IDEAM. [Consulta: 21 de febrero de 2019]. Disponible en la web: < <http://atlas.ideam.gov.co/visorAtlasClimatologico.html> >

Velocidad del viento: Esta medida física, es tomada de la misma forma que cualquier otro tipo de velocidad y hace referencia a la relación existente entre una distancia recorrida y el tiempo que tarda el viento en recorrer la misma. Como se puede observar en la figura 28, el promedio de velocidad anual en Tunja oscila entre los 4 y los 6m/s.

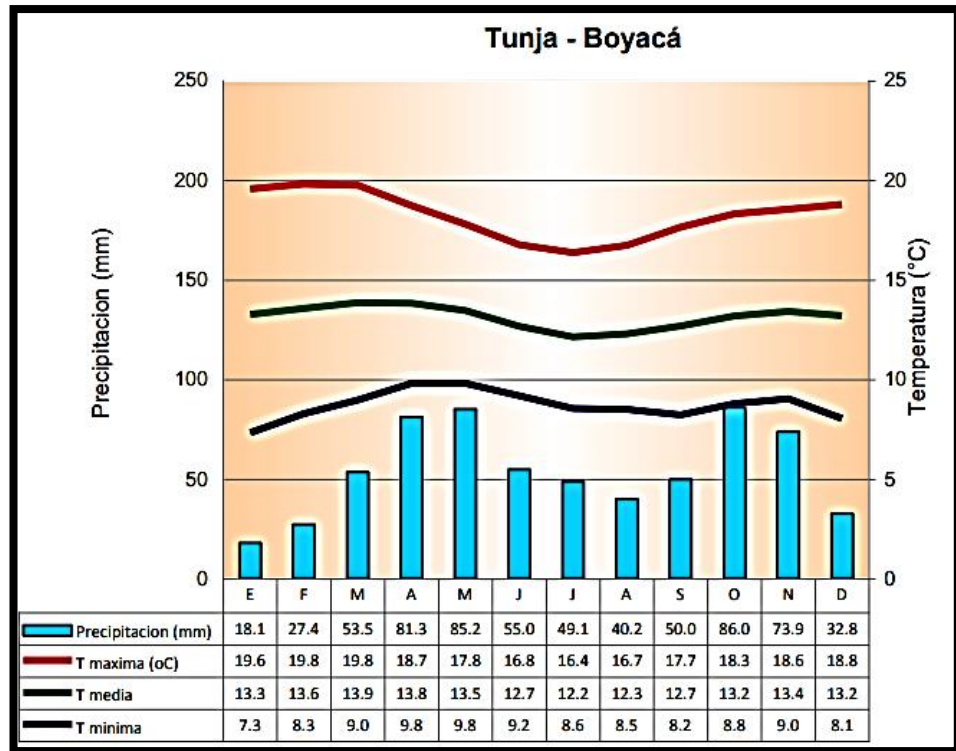
Figura 28 Promedio velocidad media anual del viento en Colombia



Fuente: Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales. [sitio Web]. Tunja: IDEAM. [Consulta: 21 de febrero de 2019]. Disponible en la web: <<http://atlas.ideam.gov.co/visorAtlasClimatologico.html>>

4.2.2.2. Temperatura: esta es una noción referida a las condiciones de calor que se perciben en el aire, para dar su magnitud usualmente se utilizan tres parámetros medibles y son la temperatura media, la máxima media y la mínima media, y esto es promediado en una escala media anual. Otro factor que puede verse correlacionado con la temperatura es la precipitación, que hace referencia a las lluvias o lloviznas ya formadas, es decir a la caída del agua por cierta convención climatológica. Como se podrá observar en la figura 29, estas dos variables tienen un comportamiento similar a través del año.

Figura 29. Precipitación y temperatura en la ciudad de Tunja



Fuente: Instituto de Hidrología, Meteorología y Estudios Ambientales. [sito Web]. Tunja: IDEAM. [Consulta: 21 de febrero de 2019]. Disponible en la web: < <http://atlas.ideam.gov.co/visorAtlasClimatologico.html> >

De acuerdo a los anteriores datos se puede calcular el promedio de cada una de las medidas realizando la suma de sus valores y luego dividiéndolos por 12 que son la cantidad de meses del año esto para cada uno de los apartados tiene como resultado:

- T máxima = 18.25 °C
- T media = 13.5 °C
- T mínima = 8.7 °C
- Precipitación = 54.3 mm

4.2.2.3. Presión atmosférica: Esta magnitud está ligada a la altitud sobre el nivel del mar de la zona en donde se desee medir, debido a que entre más alta sea la columna de aire que se encuentre sobre este lugar mayor va a ser la presión atmosférica. Esto se da debido a la presión que ejerce el aire húmedo sobre el sitio de medición. Tunja se encuentra situado a una altura de 2810

metros sobre el nivel del mar y esto genera una presión atmosférica de aproximadamente 550mmHg⁹².

4.3. IDENTIFICACIÓN DE PARÁMETROS DEL SISTEMA

4.3.1. Especificaciones técnicas para el cuadricóptero

Se determinan valores componentes el cuadricóptero. Para estos realiza una descripción la tabla 5.

Tabla 5 Especificaciones técnicas

Partes	Cantidad de componentes	Longitud (m)	Peso unidad (kg)	Peso total (Kg)
Brazo	4	0,3	0,155	0,62
Hélice	4	0,4064	0,028	0,112
Controlador ESC (L*W*H)	4	0.088*0.036.0.019	0.061	0.244
Tanque	1		3,5	3,5
Motor	4	0.043	0,218	0.9
Aviónica (Batería, unidad de control, sensores, bombas y misceláneos)) (L*L)	1	0,16 * 0.16	2,8	2,8
Peso total del dron				8,15

Fuente: autoría propia.

⁹² PUERTO, Efrain. Presión Atmosférica. [sitio web]. 2011. Dsiponible en la web: <<https://efrainpuerto.wordpress.com/2011/02/26/f1-2/>>

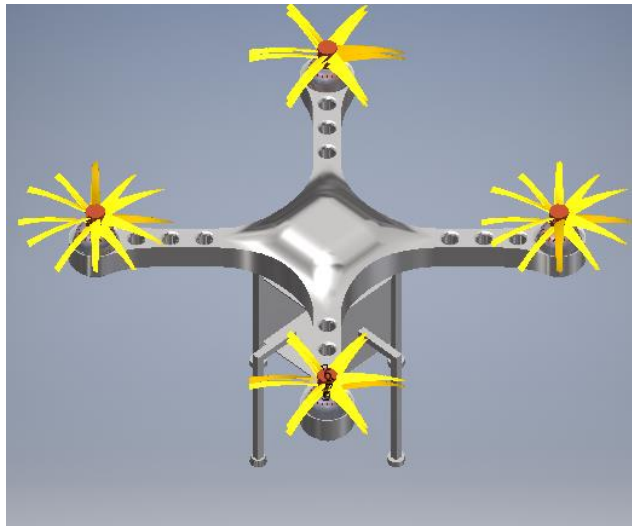
4.3.2. Momentos de inercia cuadricóptero

Los momentos de inercia son parámetros fundamentales para modelar cualquier sistema dinámico de un vehículo aéreo no tripulado. Con estos momentos de inercia se determina el giro de rotación del cuadricóptero respecto a un eje de referencia, estos momentos posteriormente se incorporarán a la matriz de inercia o tensor de inercia del formalismo que se está trabajando.

Los elementos diagonales del tensor de inercia, I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , se denominan los momentos principales de Inercia sobre los ejes x, y, z, respectivamente. Los términos fuera de la diagonal I_{xy} , I_{xz} , etc., se denominan Productos Cruzados de Inercia. Si la distribución de masa del cuerpo es simétrica con respecto al centro de masa del cuerpo, entonces los productos cruzados de inercia son iguales a cero ⁹³.

Para calcular los momentos de inercias del cuadricóptero, se utilizó un modelo CAD, como se muestra en la figura 30. Este se desarrolló en el software Inventor. Donde se especifican sus momentos de inercia con respecto al centro de gravedad del cuadricóptero.

Figura 30 CAD Cuadricóptero

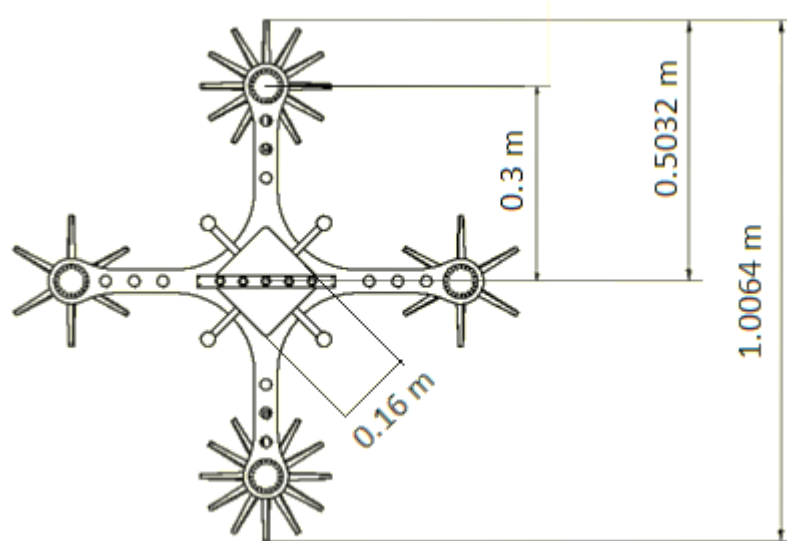


Fuente: autoría propia.

⁹³ Spong, M. W., Hutchinson, S., y Vidyasagar, M. Op.cit., p 203 y 204.

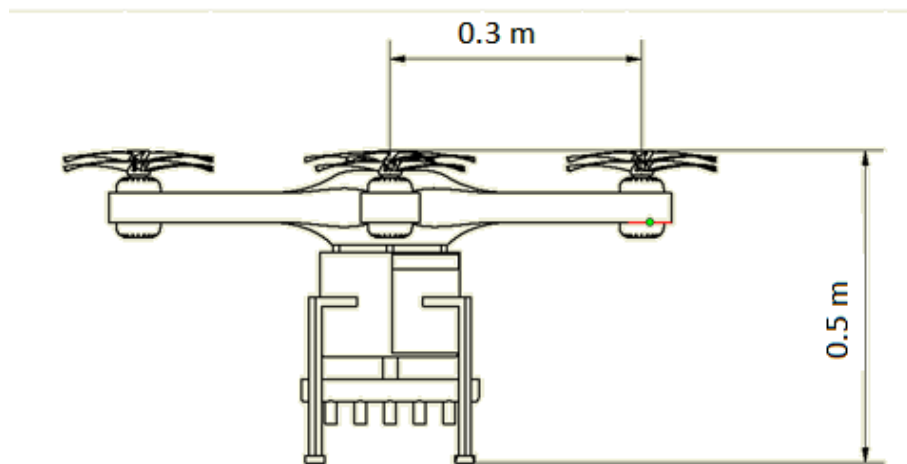
A continuación, se detallan las dimensiones del cuadricóptero, ver figura 31 y 32.

Figura 31 Medida de la parte superior del cuadricóptero.



Fuente: Autoría propia

Figura 32 Medida de la parte frontal del cuadricóptero.



Fuente: Autoría propia

Posteriormente para el modelo se desarrollaron diferentes momentos de inercia para distintos pesos. El principal motivo por el que se realiza esto es porque el peso del cuadricóptero está directamente relacionado con el nivel del líquido. Lo

que quiere decir que a medida que va realizando la aspersión el peso va disminuyendo y por lo tanto el momento de inercia va variando. Para esto se realizaron 7 muestras con diferentes pesos, obteniendo su momento de inercia respectivo para cada uno de los pesos. Acorde con los datos obtenidos por medio de una herramienta CAD de simulación se realizó la tabla 6, Esta permite observar los momentos de inercia en una forma clara y detallada para cada eje, conforme la masa del agroquímico varía desde 0 Kg hasta 3 kg.

Tabla 6 Momentos de inercia cuadricóptero

MOMENTOS DE INERCIA			
PESO DRON	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
(kg)	(Kg * m ²)	(Kg * m ²)	(Kg * m ²)
5.050	6,759,E-02	7,226,E-02	1,245,E-01
5.558	7,302,E-02	7,755,E-02	1,250,E-01
6.065	7,652,E-02	8,094,E-02	1,256,E-01
6.573	7,864,E-02	8,301,E-02	1,261,E-01
7.080	7,992,E-02	8,426,E-02	1,266,E-01
7.588	8,058,E-02	8,489,E-02	1,271,E-01
8.01	8,154,E-02	8,581,E-02	1,276,E-01

Fuente: autoría propia.

4.3.3. Parámetros para la simulación

Para realizar la simulación se deben determinar una serie de parámetros que permitan validar las condiciones de aeronavegabilidad del cuadricóptero. Estos parámetros se encuentran dentro del folder que contiene la simulación en el archivo de variables globales glob. Algunos de estas medidas se obtienen por medio de cálculos que se realizan a partir de las especificaciones técnicas, actuadores y componentes que integran al vehículo aéreo no tripulado, sección 4.3.1. También se estimaron constantes de la literatura “design and control of quadrotors with application to autonomous flying” desarrollada por Samir Bouabdallah, ya que estas constantes aplican para todos los modelos de cuatro rotores. Por lado, se utilizó una herramienta para el diseño del cuadricóptero, donde posteriormente se determinaron los momentos de inercia, (ver sección 4.3.2.)

En la tabla 7 se realiza una descripción de los parámetros generales del cuadricóptero y como se determinaron algunas de estas variables.

Tabla 7 parámetros generales

PARÁMETROS GENERALES		
Unidad	Variable	Uso
$sp (s)$	0.01	Periodo de muestreo
$g \left(\frac{m}{s^2}\right)$	9.806	gravedad
$b (N * s^2)$	4.7941 E-5	Factor de empuje
$d (N * s^2)$	7.5 E-7	Factor de arrastre
$P (Adimensional)$	4	Número de Hélices
$L (m)$	0.3	Longitud de los brazos
$m (Kg)$	8.01	Masa del cuadricóptero

Fuente: autoría propia.

A continuación, se describe el cálculo para determinar el factor de empuje.

4.3.3.1. Factor de empuje (b): para determinar el factor de empuje se debe tener en cuenta dos parámetros. El primer parámetro describe el empuje total ($u1$) que producen los 4 rotores, su unidad de medida es Newton (N). Para su cálculo se debe colocar el empuje (T) que produce cada motor, en este caso es de 4.116 Kg, estos parámetros se encuentran en la tabla 1, posteriormente se debe multiplicar por la fuerza de gravedad y la cantidad de motores que tiene el vehículo aéreo no tripulado. En este caso serán 4. Ver la ecuación 17.

$$u1 = T * g * \# \text{motores} \quad (17)$$

$$u1 = 4.116 \text{ Kg} * 9.8 \frac{m}{s^2} * 4$$

$$u1 = 161.4460 \text{ N}$$

- En segundo lugar, se debe colocar la velocidad máxima del rotor (ω). Para este caso la velocidad es de 8762 RPM, pero estas se deben pasar a $\frac{rad}{s}$ dando como resultado $917.554 \frac{rad}{s}$. Estos parámetros son obtenidos de la hoja de datos del rotor para su máxima capacidad de empuje. En la ecuación 18 se

presenta el cálculo de b , su unidad de medida es Newton por segundo cuadrado ($N * s^2$). Esta variable de la ecuación 18 se estimo de la simulación de Samir BOUABDALLAH del documento “design and control of quadrotors with application to autonomous flying”.

$$b = \frac{u1}{\omega^2 * \# \text{ de motores}} \quad (18)$$

$$b = \frac{161.460 \text{ N}}{917.554^2 \frac{\text{rad}}{\text{s}} * 4}$$

$$b = 4.7941^{-05} N s^2$$

Los momentos de inercia para el rotor se calcularon manualmente, esto quiere decir que para el proceso se utilizaron cuerpos geométricos semejantes a los componentes o actuadores implementados en el cuadricóptero. Por medio de estas figuras geométricas se determinaron las inercias de uno de los componentes utilizados para el desarrollo del vehículo aéreo no tripulado. Ver tabla 8.

TABLA 8 Inercia rotores

INERCIA DE ROTORES		
Unidad	Variable	Uso
r (Adimensional)	1	Relación de engranaje (No aplica puesto que no sea consideran)
$jm(Kg * m^2)$	4.1256 e-5	Inercia del motor en el eje Z
$jp(Kg * m^2)$	2.7361 e-4	Inercia de la Hélice
$jr(Kg * m^2)$	3.1487e-04	Momento de Inercia total en el rotor

Fuente: autoría propia.

4.3.3.2. Reducción del radio (r): Este parámetro describe la relación que se tiene en el momento de acoplar engranajes para la instalación de la Hélice, con el fin de reducir la velocidad de giro. Para esta propuesta se determina una relación unitaria ya que no es necesario acoplar engranajes.

4.3.3.3. Parámetros para establecer las inercias del rotor:

- **Inercia del rotor en y (jm):** Para obtener la inercia del rotor se realizó una estimación por medio de un sólido geométrico con forma cilíndrica. Para determinar este parámetro se considera la masa del motor (M_r) que es igual a 0.218 Kg. Este se multiplica por un factor de 0.7, este factor permite despreciar el peso de la carcasa del motor dando como resultado el peso neto del rotor (PNR), su unidad de medida es Kilogramo (Kg). Por otro lado, se obtiene el diámetro del rotor (d_r) considerado como 0.043 metros(m), este dato se obtiene de la hoja de datos del motor, ver tabla 2. A partir de este se obtiene el momento de inercia. A a continuación se realiza el procedimiento en las ecuaciones 19, 20 y 21. Con relación a la ecuación número 21 se toma del modelo de simulación de Samir BOUABDALLAH del documento “design and control of quadrotors with application to autonomous flying”.

$$PNR = M_r * factor = 0.218 \text{ Kg} * 0.7 = 0.1526 \text{ Kg} \quad (19)$$

$$radio = \frac{d_r}{2} = \frac{0.043 \text{ m}}{2} = 0.0215 \text{ m} \quad (20)$$

$$jm = PNR * \frac{radio^2}{2} \quad (21)$$

$$jm = 0.1526 \text{ Kg} * \frac{0.0215 \text{ m}^2}{2} = 3.526^{-5} \text{ Kg} * \text{m}^2$$

4.3.3.3.1. Inercia de la Hélice (jp): Este momento de inercia se estima suponiendo que la masa de la hélice se distribuye a lo largo de un cilindro de igual longitud y volumen (eso es con el fin de facilitar los cálculos de la inercia). Para esto se tiene en cuenta la masa de la hélice (m_h) de 0.028 [Kg], la densidad del material que es de 1600 $\left(\frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}\right)$. Esta es la densidad de la fibra de carbono (df) y por último, se coloca la longitud horizontal (L_h) de la hélice que es igual a 0.4064 metros (m). Estos parámetros permiten determinar el modelo mediante un sólido geométrico con forma de varilla delgada. Primero se tiene que estimar el radio de la varilla (r_x), este parámetro se despeja del volumen de un cilindro delgado y con este resultado ya se puede calcular la inercia total de la hélice. Ver ecuación 22. Además, se calcula la inercia de la hélice con la ecuación 23.

$$r_x = \sqrt{\frac{m_h}{df * \pi * L_h}} = \sqrt{\frac{0.028 \text{ Kg}}{1600 \left(\frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}\right) * \pi * 0.4064 \text{ m}}} = 0.0038 \text{ m} \quad (22)$$

$$j_p = \frac{mh * rx^2}{4} + \frac{mh * Lh^2}{12} \quad (23)$$

$$j_p = \frac{0.028Kg * 0.0038m^2}{4} + \frac{0.028Kg * 0.4064m^2}{12} = 2.7361^{-4} Kg * m^2$$

La ecuación 23 se tomó de los momentos de inercia de un cilindro delgado (varilla delgada).

- **Momento de inercia total en el rotor (jr):** Para calcular este parámetro se deben tener en cuenta la inercia del rotor y de la hélice ver ecuación 24.

$$j_r = \frac{j_p + j_m}{r} \quad (24)$$

$$j_r = \frac{2.7361^{-4} Kg * m^2 + 3.526^{-5} Kg * m^2}{1} = 3.1487^{-4} Kg * m^2$$

Ahora se procede a determinar la posición del centro de gravedad y las constantes de la curva lineal de los motores, ver parámetros en la tabla 9.

Tabla 9 Posición de COG y constante de la curva lineal

POSICIÓN DE COG Y CONSTANTE DE LA CURVA LINEAL		
Unidad	Variable	Uso
h (m)	0.1	Distancia vertical entre el CoG y el plano de las hélices
Slo (Adimensional)	1	Ganancia de controlador de vuelo
Shi (Adimensional)	0	Offset del controlador de vuelo

Fuente: autoría propia.

4.3.3.4. Distancia vertical entre el CoG y el plano de las hélices (h): se realizó un plano cartesiano de referencia respecto a los componentes principales del cuadricóptero como lo son los rotores, hélices, tanque y módulo de aviónica. A partir de esto se estimó que el centro de gravedad en z es de 10 cm, con agroquímico, y de 6.5 cm, sin agroquímico, con respecto al plano de las hélices.

Las constantes, slope (slo) y shift (shi) de la tabla 9, son utilizadas por el autor del modelo para describir la ganancia dada por el módulo controlador de vuelo a los motores. Estos controladores reciben una referencia de velocidad (en valores binarios) y accionan los motores para lograr dicha velocidad. Se supone $slo=1$ y $shi=0$, suponiendo un comportamiento ideal de dichos módulos, esto es la velocidad alcanzada por los motores es igual a la velocidad de referencia.

4.3.3.5. Parámetros de la hélice

A continuación, se presentan los parámetros estimados para las hélices que se implementaran en cuadricóptero. Esta parte es fundamental para poder determinar el empuje y estabilización del vehículo aéreo no tripulado, tanto en la simulación como en su situación real. Ver tabla 10.

TABLA 10 Parámetros de hélices

HÉLICES		
Unidad	Variable	Uso
N (Adimensional)	2	Número de aspas
R (m)	0.2032	Radio de la Hélice
A (m^2)	0.0993	Área que representa la hélice
c (m)	4 E-2	Ancho de la hélice (cuerda)
Theta0 (rad)	0.2618	Angulo pitch incidence
Thetatw (rad)	0.045	Angulo pitch twist
A (Adimensional)	5.7	Constante para pendiente de sustentación
Cd (Adimensional)	0.045	Coeficiente de arrastre (forma de la hélice)
Ac (m^2)	0.0256	Área central del cuadricóptero

Fuente: autoría propia.

- **Centro en el área de la aviónica (Ac):** Describe el área central del cuadricóptero. Acá se encuentran ubicados componentes electrónicos como lo son la tarjeta controladora, las baterías, sensórica entre otros. Esta área se estimó mediante las dimensiones establecidas para el cuadricóptero, ver ecuación 25. Esta área se estima como un cuadrado con una longitud (L) de 0.16 metros (m).

$$area = L^2 \quad (25)$$

$$area = 0.16^2 = 0.0256 \text{ m}^2$$

Estos parámetros permiten realizar la simulación del sistema con las condiciones pertinentes del medio como lo son: la densidad y la viscosidad del aire. Estos datos se obtienen directamente de las condiciones que se presentan en el altiplano cundiboyacense. Ver tabla 11.

TABLA 11 Parámetros del medio ambiente y volumen del cuadricóptero

PARÁMETROS DEL MEDIO Y VOLUMEN DEL CUADRICÓPTERO		
Unidad	Variable	Uso
Rho $\left(\frac{Kg}{m^3}\right)$.	1.293	Densidad del aire
nu (Pa. s)	1.8 E-5	Viscosidad del aire. Unidades (pascal *segundo)
Vol (m^3)	0.0044	Volumen de todo el cuadricóptero

Fuente: autoría propia.

4.4. ESTRATEGIA DE CONTROL QUE PERMITA AL VEHÍCULO AÉREO TRABAJAR EN ENTORNOS CON PRESENCIA DE PERTURBACIONES.

Luego del análisis y obtención de las diferentes características del sistema, con el grupo de trabajo se tuvo la idea de hacer uso de un controlador PID de ganancias variables para el control y manejo del vehículo aéreo no tripulado.

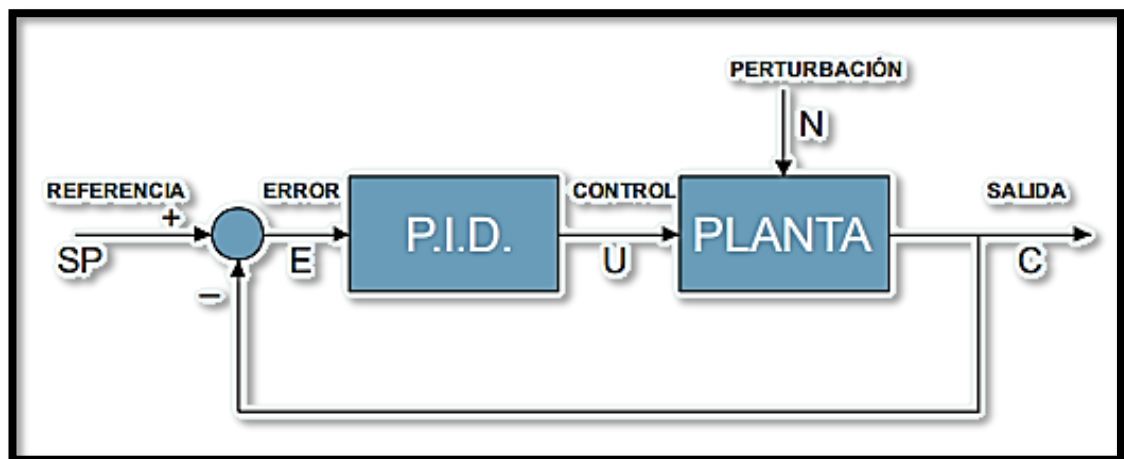
Se tuvo esta idea debido a que durante el levantamiento de información el controlador PID fue del que más evidencia de estabilidad o asertividad se encontró, además de concluir que genera una respuesta eficiente en vuelos estacionarios o de velocidades variables, pero no tan elevadas, características que encajan de manera sobresaliente con las demandas de la actividad para la que ha sido destinado el objetivo del desarrollo general del proyecto de grado. Teniendo en cuenta también que las prestaciones que brindan los controladores PID en cuanto a sencillez en su implementación, su versatilidad y simplicidad a la hora de configurar o acoplar a nuevas funcionalidades lo vuelven un candidato de peso a la hora de escoger un controlador para cualquier tipo de vehículo aéreo no tripulado.

Luego de comenzar con el desarrollo de la idea de hacer la implementación de este tipo de controlador de ganancia variable por medio de la sintonización inicial de los controladores de manera experimental, se reconoció que la respuesta del sistema no requería de una variabilidad en estos parámetros de estabilización debido a que, aunque las inercias y el peso si tienen una variación, esta no genera un cambio significativo en las respuestas del controlador ante las perturbaciones o trayectorias. Por lo que se definió que era suficiente hacer uso de controladores PID para la estabilización del sistema. Antes de hacer un acercamiento a los resultados que animaron al grupo de trabajo a acogerse a la idea de trabajar únicamente con el controlado PID convencional, se considera pertinente profundizar en el concepto de controlador PID.

4.4.1. Controlador PID convencional

Este método de control es el más utilizado a nivel general, es una extensión natural del controlador on-off y ha sido suficiente para muchos de los problemas de control que se encuentran en la industria. Cerca de un 95% de los lazos de control tienen dentro de sus diseños controladores PID, ya que a pesar de que los proceso evolucionan este tipo de controlador a contando con la capacidad de adaptarse a los diferentes avances de la tecnología, tales como la aparición de los microprocesadores, la auto sintonía y la planificación de ganancia. Ver figura 33.

Figura 33 Esquema básico de un controlador PID



Fuente: TEORÍA DE CONTROL. CONTROLADOR PID. [Consultado el 20 de febrero de 2019]. Disponible en la web: <http://www3.fi.mdp.edu.ar/control4c7/APUNTES/Clase%207%20-%20PID.pdf>

Dentro de los componentes del controlador PID, se encuentran 3 parámetros que tiene una gran relevancia dentro de su operatividad, estas son; la ganancia proporcional K_p , el tiempo integral T_i y el tiempo derivativo T_d y de acuerdo a estas tres variables es que se ajustan las ganancias que permitirán al controlador llevar un manejo adecuado del proceso u operación. El tiempo integral y derivativo permiten por medio de una relación con la ganancia proporcional determinar los valores de la ganancia integral y la ganancia derivativa y esta relación responde a las ecuaciones 26 y 27.

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (26)$$

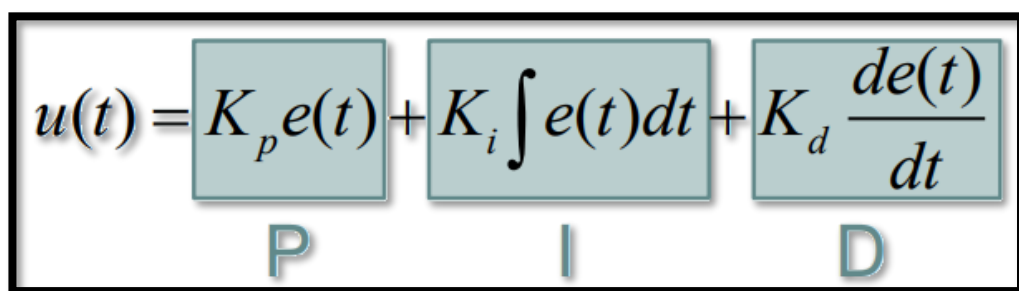
$$K_d = K_p * T_d \quad (27)$$

En donde:

- K_i = Ganancia integral
- K_d = Ganancia derivativa.

En donde por medio de su uso permiten definir los componentes de la función de control. Estos componentes se pueden visualizar en la figura 34.

Figura 34 Definición de los componentes de un controlador PID



El diagrama muestra la ecuación de control PID: $u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt}$. Cada término de la suma está encerrado en un recuadro azul claro. Debajo de cada recuadro hay una letra grande que lo identifica: 'P' para el término proporcional, 'I' para el término integral y 'D' para el término derivativo.

Fuente: TEORÍA DE CONTROL. CONTROLADOR PID. [Consultado el 20 de febrero de 2019]. Disponible en la web: <http://www3.fi.mdp.edu.ar/control4c7/APUNTES/Clase%207%20-%20PID.pdf>

Estas tres ganancias tienen una gran relevancia en los factores de respuesta del controlador PID. Algunas de las características principales que permiten estas

ganancias es aumentar o disminuir la magnitud de las diferentes acciones propuestas por el controlador que son la acción integral y la acción derivativa. Este controlador logra eliminar el error de estado estacionario gracias a la acción integral. Por medio de la realimentación consigue rechazar las perturbaciones y puede anticiparse a eventos futuros y/o disminuir los sobre picos en la respuesta de su operación gracias a la acción derivativa.

Dentro de las definiciones de controladores PID es importante reconocer que hay diferentes tipos de sistemas que se clasifican dependiendo de su complejidad y tipo de respuesta por sistemas de primer orden, de segundo orden o de orden superior. Para determinar esta característica de los sistemas es necesario hacer uso de su función de transferencia. Que se considera en la ecuación 28:

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{1}{T_s + 1} \quad (28)$$

Como la función de transferencia de un sistema se podría decir que este es de primer orden si al sustituir $R(s)$ por una señal de escalón unitario, la respuesta del sistema seguiría una respuesta equivalente a la ecuación 29.

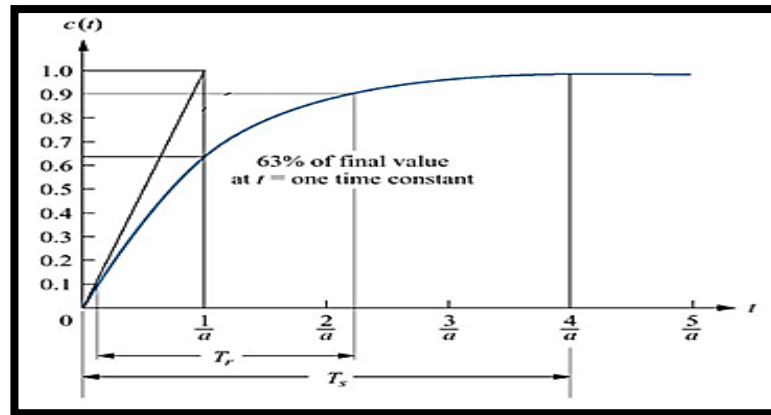
$$C(s) = \frac{1}{T_s + 1} * \frac{A}{s} \quad t \geq 0 \quad (29)$$

Sobre la cual al aplicar la transformada inversa de Laplace en el dominio del tiempo donde se obtiene la ecuación 30.

$$C(t) = A \left(1 - e^{-\frac{t}{T}} \right) \quad t \geq 0 \quad (30)$$

En un sistema de primer orden se puede decir que si $t=T$ el valor de $c(t)$ va a ser el 0.632 del valor final esperado, es decir en este momento la respuesta del sistema ha alcanzado el 63% de su valor final. Otra característica relevante que se puede encontrar en los sistemas de primer orden es que la pendiente de la recta tangente a la curva exponencial de respuesta en $t=0$, es A/T . Esta respuesta se puede observar en la figura 35.

Figura 35 Respuesta de un sistema de primer orden



Fuente: ALARCON, A. 2016. RESPUESTA DINÁMICA Y ESTABILIDAD DE SISTEMAS [consultado el 15 de abril de 2019]. Disponible en la web: <https://slideplayer.es/slide/4897981/>

El segundo tipo de sistema, es el sistema de segundo orden para el cual su función de transferencia está generalizada con la ecuación 31:

$$\frac{Kw_n^2 * e^{-T_0*s}}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (31)$$

Para este sistema se encuentran variables características como el coeficiente de amortiguamiento (ζ) que produce diferentes respuestas del sistema, y que se puede clasificar de la siguiente manera:

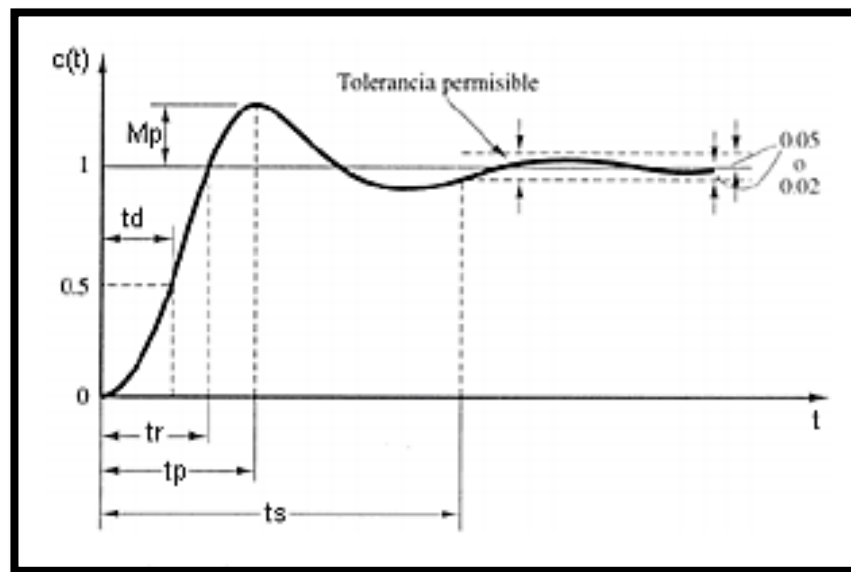
Tabla 12 respuesta a coeficiente de amortiguamiento

$\zeta > 1$	Caso sobreamortiguado
$\zeta = 1$	Caso críticamente amortiguado.
$0 < \zeta < 1$	Caso subamortiguado
$\zeta = 0$;	Caso no amortiguado

Fuente: RODRIGUEZ, Jhon. Estudio comparativo de técnicas de control PID difuso aplicadas al mejoramiento de desempeño de lazos de control continuo. Universidad Nacional de Colombia. 2018. Pág. 102. [consultado el 5 de abril de 2019]. Disponible en la web: http://bdigital.unal.edu.co/70103/1/Tesis%20MSc_Jhon_E_Rodriguez_v4.pdf

Como se ve en la figura 36, la variable de tiempo de subida t_r que es el tiempo en la respuesta del sistema consigue alcanzar el valor final por primera vez, tiempo pico (t_p) que es el tiempo que tarda la respuesta en llegar a su valor máximo, el porcentaje de sobre pico (M_p) que es la magnitud excedente respecto al valor final deseado que genera la respuesta del sistema y el tiempo de establecimiento (t_s) que es el tiempo que tarda el sistema en alcanzar un valor constante de manera estable.

Figura 36 Respuesta de sistemas de segundo orden al escalón unitario



Fuente: **Sistemas de control automático. Guía 3. 2011. [Consultado el 5 de abril de 2019]. Disponible en la web: http://bdigital.unal.edu.co/70103/1/Tesis%20MSc_Jhon_E_Rodriguez_v4.pdf**

Una vez claros algunos de los conceptos más relevantes de los controladores PID, se procedió a hacer la sintonización de los controladores, pero para esto se hizo uso de la simulación, debido a que la sintonización de estos se realizó por medio de un método heurístico o experimental. Por lo que este proceso se mencionara en el capítulo correspondiente a la simulación.

4.5. SIMULACIÓN

Para la simulación final del sistema de ecuaciones obtenido por el modelo matemático, de las características aerodinámicas y de las propiedades del controlador implementado, se hará uso de la herramienta de simulación de MATLAB conocida como SIMULINK.

Durante toda la investigación han tenido grandes aportes de las investigaciones realizadas por el doctor Samir Bouabdallah el cual como se mencionó con anterioridad ha realizado aportes significativos al área de investigación de los UAV, o vehículos aéreos no tripulados.

Dentro de estos aportes se encuentra su tesis doctoral “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying”, la cual comparte los temas de investigación y se aproxima a los objetivos finales de este proyecto de grado. Fue gracias a esta tesis que se obtuvo un modelo de controlador en la extensión de SIMULINK que permite el acople de un controlador PID.

4.5.1. Modelo de simulación OS4 QUADROTOR SIMULATION

El modelo de simulación basado en la tesis mencionada anteriormente está compuesto por diferentes bloques que permiten sistemáticamente generar la estabilización de cualquier cuadricoptero, pero para esto es necesario integrar todas las variables características del modelo y comprender la funcionabilidad y operación de cada uno de los bloques de la planta. Ver grafica 37.

The diagram illustrates a drone control system with the following components and signal flows:

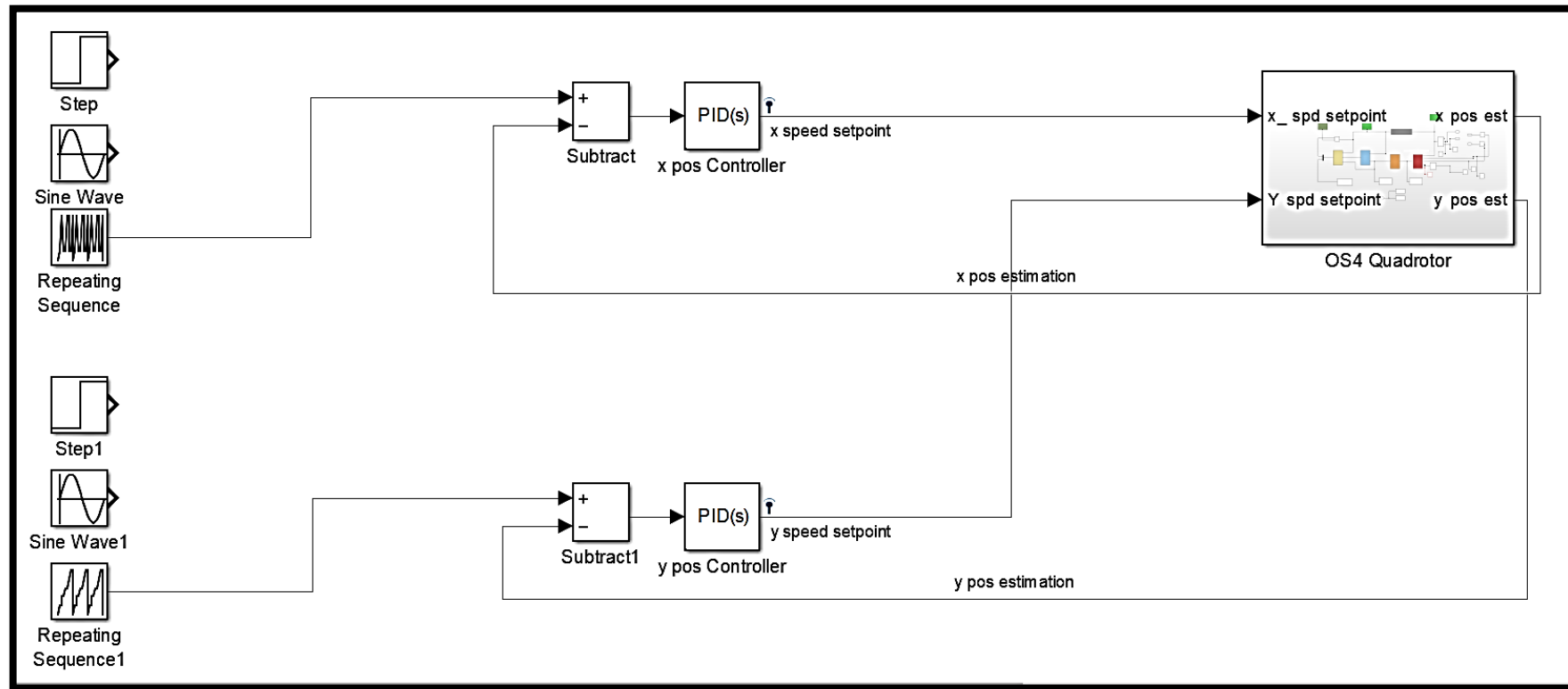
- INITIAL CONDITIONS** (Green block): Outputs 12-dimensional signals for Attitude [rad], Ang. rates [rad/sec], position [m], and Pos. rates [m/s].
- Integrator** (Block): Receives a 12-dimensional signal and outputs a 12-dimensional signal.
- SCOPES** (Green block): Outputs 12-dimensional signals for Attitude [rad], Ang. rates [rad/sec], position [m], and Pos. rates [m/s].
- DELAY - NOISE - FILTER** (Block): Receives a 12-dimensional signal and outputs a 12-dimensional signal.
- DYNAMICS** (Yellow block): Receives 12-dimensional signals and outputs 18-dimensional signals.
- AERO** (Blue block): Receives 12-dimensional signals and outputs 24-dimensional signals.
- MOTORS+MODULES** (Orange block): Receives 4-dimensional signals and outputs 6-dimensional signals.
- CONTROL** (Red block): Receives 12-dimensional signals and outputs 6-dimensional signals.
- Filtered Data Scopes** (Green block): Outputs 12-dimensional signals for Attitude [rad], Ang. rates [rad/sec], position [m], and Pos. rates [m/s].
- Subsystem Scope2** (Block): Receives 12-dimensional signals and outputs 1-dimensional signals.
- Scope3** (Block): Receives 1-dimensional signals.
- Velocity in X** (Block): Receives 1-dimensional signals and outputs 1-dimensional signals.
- Saturation** (Block): Receives 1-dimensional signals and outputs 1-dimensional signals.
- Step** (Block): Receives 1-dimensional signals and outputs 1-dimensional signals.
- Scope1** (Block): Receives 1-dimensional signals.
- Scope** (Block): Receives 1-dimensional signals.
- Miscellaneous SCOPES** (Block): Receives 6-dimensional signals.
- PROP. ANG SPEEDS SCOPES** (Block): Receives 4-dimensional signals.
- CONTROL VECTOR U** (Block): Receives 6-dimensional signals.
- Rate Transition** (Block): Receives 6-dimensional signals and outputs 6-dimensional signals.
- Yawd [rad]** (Block): Receives 6-dimensional signals and outputs 6-dimensional signals.
- Time** (Block): Receives 1-dimensional signals and outputs 1-dimensional signals.

Este diagrama de bloques permite observar que el controlador tiene dentro de sus componentes la mayoría de componentes necesarios para poder realizar una simulación confiable de lo realizado a lo largo de los objetivos de este documento.

Cabe resaltar que la tesis doctoral está dirigida a la utilización de un controlador PID y que como se pudo observar en el capítulo III, durante el desarrollo investigativo de este proyecto se decidió hacer uso de este mismo controlador, pero se deben modificar las características de la simulación, ya que en los diferentes bloques se encuentran especificaciones del modelo que el doctor Samir Bouabdallah definió durante su trabajo, las cuales son completamente diferentes a las realizadas a lo largo del presente proyecto, dentro de ellas se encuentran las constantes de inicialización del sistema, las condiciones aerodinámicas, las ecuaciones de estado inicial obtenidas por los modelos matemáticos y los distintos valores de ganancias que se definieron durante la construcción de la técnica de control.

En la figura 38. Se muestra de manera externa el funcionamiento del controlador que permitirá a la planta OS4 quadrotor generar la estabilización del sistema. En esta primera vista se pueden observar dos entradas en lazo cerrado a la planta. En su recorrido se encuentran dos controladores PID que reciben como parámetros de entrada la posición del sistema en los ejes de evaluación X y Y, y la realimentación obtenida de la planta del cuadricoptero que entrega el estado actual de estas mismas variables.

Figura 38 sistema general en MATLAB



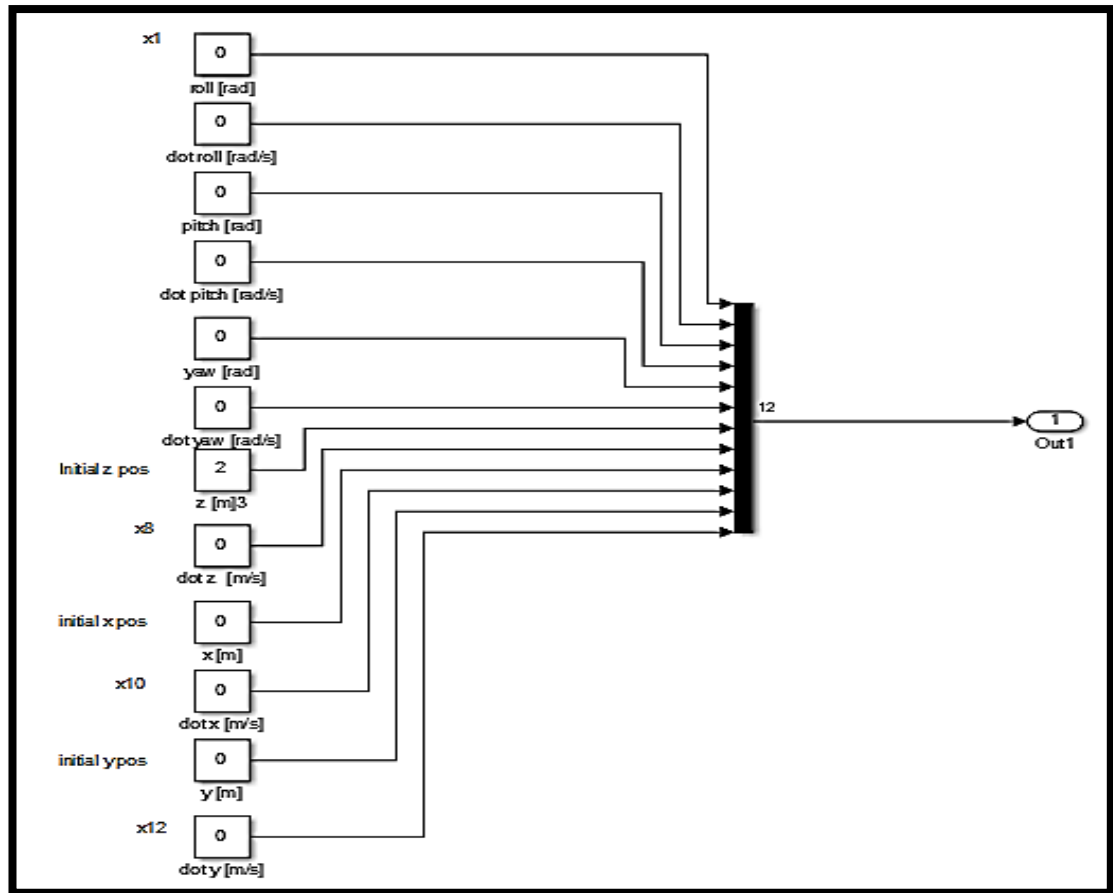
Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

A la salida de los controladores PID que han sido sintonizados de manera heurística como se mencionó en el capítulo número 3, se obtiene una referencia de velocidad que permite al controlador de altitud y ESC del cuadricoptero determinar los estados pertinentes de los motores en cada instante de tiempo.

Al ingresar en la planta de control principal del sistema como se observa en la figura 42, se encuentran un total de 12 bloques de control que construyen el recorrido de las variables de control que generan la estabilización y el correcto funcionamiento del vehículo aéreo no tripulado en cada una de sus trayectorias.

De izquierda a derecha, se encuentra en primer lugar el bloque de INITIAL CONDITIONS, el cual establece los parámetros iniciales de todas y cada una de las trayectorias, en este bloque se inicializan las 12 variables referentes a las posiciones en los tres ejes de movimiento X, Y, y Z. A los ángulos de movimiento encontrados en los parámetros de pitch, yaw y roll. Y a cada una de las 6 derivadas de las anteriores posiciones que determinan la velocidad del sistema en cada una de estas direcciones, conformando así un vector que será entregado a la Salida 1 y que recorrerán a partir de este momento el resto del diagrama de bloques del controlador. Véase figura 39.

Figura 39 diagrama interno bloque de *initial condition*



Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

Ahora, para iniciar con el recorrido sobre el controlador es necesario ubicarse en la esquina derecha, ya que este sistema tiene el recorrido de sus variables de derecha a izquierda, como se puede observar el primer bloque que se encuentra inmediatamente relacionado con las entradas entregadas por los controladores PD que se encuentran en la zona externa del sistema, es el controlador de velocidades, y que se encuentra con el nombre de CONTROL.

Este bloque recibe todas las referencias del sistema, es decir recibe los parámetros ingresados a la planta por los controladores mencionados en el párrafo inmediatamente anterior, y también recibe una referencia de posición en el eje Z que determinara en forma general la altura adquirida por el vehículo aéreo no tripulado. Además de estas referencias de estado, también recibe la inicialización de las 12 variables de control enviadas como un vector por el primer bloque mencionado. Ver figura 40.

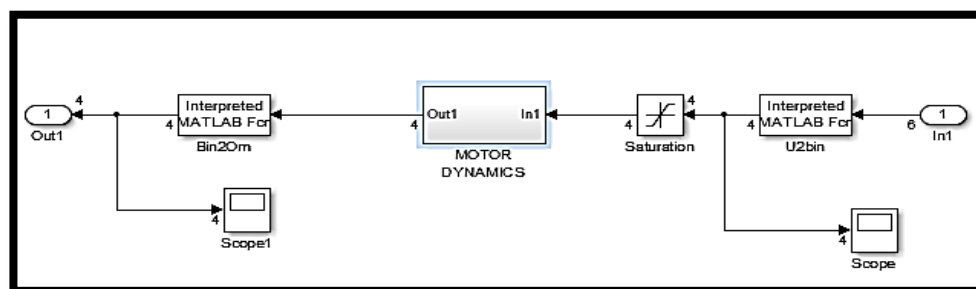
The diagram illustrates the Altitude Control System (ACS) for a quadcopter. It shows the flow of control signals from inputs to outputs. The inputs include 'desired propella speed' (1), 'x speed setpoint' (2), 'y speed setpoint' (3), 'roll' (4), 'pitch' (5), 'z speed setpoint' (4), and 'z estimation' (12). The system consists of several blocks: 'Interpreted MATLAB Fcn' blocks for 'ROT_CONTROL', 'ALT_CONTROL', and 'ALT_CONTROL1'. A 'Rate Transition IN' block (Out1, Out2, Out3) is used for rate limiting. A 'Rate Transition OUT' block (In1) is used for rate limiting. A 'To Workspace' block (e_alt) is used for data logging. The diagram shows the flow of control signals from inputs to outputs, including 'roll set and pitch set', 'thrust setpoint', 'x,ySPD_CONTROL', and 'z speed setpoint'.

The diagram illustrates the Altitude Control System (ACS) for a quadcopter. It shows the flow of control signals from inputs to outputs. The inputs include 'desired propella speed' (1), 'x speed setpoint' (2), 'y speed setpoint' (3), 'roll' (4), 'pitch' (5), 'z speed setpoint' (4), and 'z estimation' (12). The system consists of several blocks: 'Interpreted MATLAB Fcn' blocks for 'ROT_CONTROL', 'ALT_CONTROL', and 'ALT_CONTROL1'. A 'Rate Transition IN' block (Out1, Out2, Out3) is used for rate limiting. A 'Rate Transition OUT' block (In1) is used for rate limiting. A 'To Workspace' block (e_alt) is used for data logging. The diagram shows the flow of control signals from inputs to outputs, including 'roll set and pitch set', 'thrust setpoint', 'x,ySPD_CONTROL', and 'z speed setpoint'.

Como se puede observar en la figura 40, este bloque es uno de los más relevantes del sistema, ya que no solamente maneja el control de la velocidad en los ejes de referencia, que se puede observar en la figura como x,ySPD_CONTROL, el cual de acuerdo a lo mencionado anteriormente recibe 15 parámetros de control y entrega a su salida los parámetros de ángulos requeridos por el roll y el pitch, que permite estabilizar el sistema en cuanto a estos dos ángulos de movimiento. Sino que también genera el control para la altitud del sistema haciendo uso de los estados de las variables de roll, pitch, una estimación de la altura y las velocidades adquiridas en el eje z en el instante de tiempo requerido. Variables que permiten al controlador generar el empuje de los motores y de esta forma mantener el control de la altura deseada en el vehículo aéreo no tripulado.

Estas variables entregadas por estos controladores son entregadas al controlador de rot_control, el cual define las velocidades requeridas por las hélices que serán las encargadas a fin de cuentas de generar el empuje necesario en cada uno de los motores para que el cuadricoptero se mantenga en equilibrio. Luego de la salida de este bloque, se continua con la columna vertebral de la planta de control, en la cual se encuentra a continuación los bloques encargados de agrupar las dinámicas de vuelo, de los motores, las fuerzas y demás características físicas que generan un impacto de relevante importancia en las características de trayectoria del vehículo aéreo no tripulado. En primer lugar, de derecha a izquierda luego del bloque de control de altitud y velocidad, se encuentra el bloque de dinámicas de los motores y los módulos encargados de definir el comportamiento físico de empuje y velocidad de cada una de las hélices, estos módulos guían a diferentes ecuaciones que se encuentran en el código de MATLAB en los archivos bin20m.m y U2bin.m. Ver figura 41.

Figura 41 diagrama interno de bloque *motors+modules*

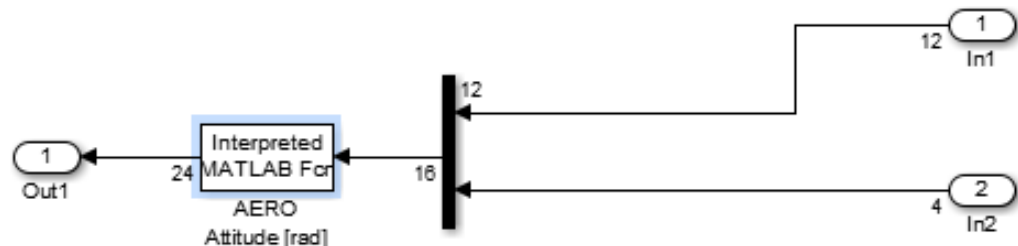


Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

El diagrama interno de este bloque permite evidenciar que su proceso comienza con el ingreso de las 6 constantes de empuje entregadas por el controlador rot_control ubicado en el bloque inmediatamente anterior. Como primer paso del proceso se encuentra el módulo U2bin, el cual dentro de su código tiene una matriz de empujes y coeficiente de arrastre. Que permite por medio de un par de cálculos matemáticos que se evidencian dentro de las mismas líneas de código de este módulo, encontrar la velocidad deseada de las hélices y a partir de ella entregar al módulo de dinámicas del motor un grupo de referencias para que después el módulo Bin20m pueda construir las velocidades angulares que deben tener las hélices en cada instante de tiempo.

Aero, es el siguiente bloque en el recorrido del lazo cerrado del sistema. En el interior de este bloque se encuentra únicamente un módulo de paso, el cual es alimentado por las velocidades angulares de los motores o de las hélices que se hallaron en el bloque anterior, y de las 12 constantes principales que han estado acompañando a la acción de control desde un principio. Este bloque de Aero, en realidad es otro de los bloques con mayor relevancia, por esto hace parte de la columna vertebral del sistema. Ver figura 42.

Figura 42 diagrama interno bloque aero



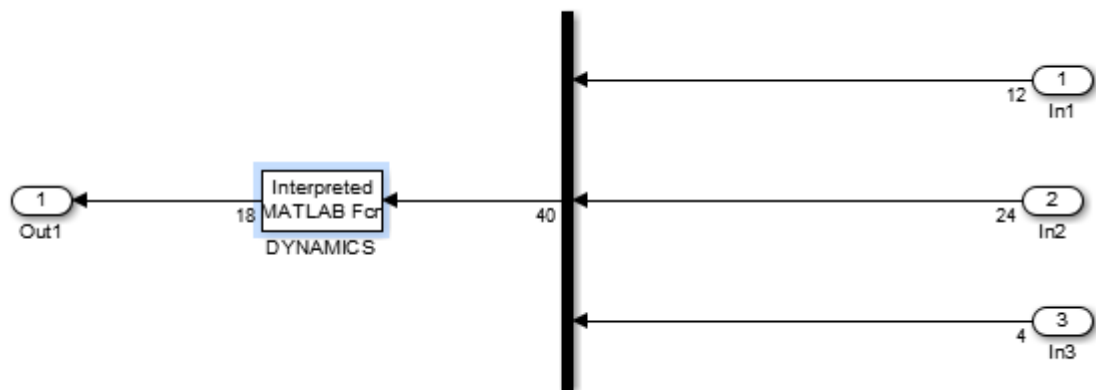
Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

A pesar de ser un diagrama de bloque sencillo, este módulo de AERO, tiene una gran profundidad física y matemática en cuanto a la funcionalidad analítica del sistema, ya que es en él, en donde se encuentran alojadas funciones matemáticas de fuerzas aerodinámicas y proporciones de movimiento y velocidad que se desarrollan a lo largo de los recorridos. Dentro de su código fuente se pueden encontrar ecuaciones que representa el comportamiento de magnitudes como las fuerzas centrales en cada uno de los ejes, el empuje total, el torque de sistema y el efecto del rolling moment también en cada uno de los

ejes de movimiento. Generando así un total de 24 parámetros de salida que conformaran en gran medida el flujo de datos que continuara durante el recorrido del sistema.

Para finalizar con el recorrido de las variables de control pertinentes para el sistema en estudio, se llega al bloque final que lleva por nombre DYNAMICS. Este bloque en resumen será el resultado final del recorrido y tratamiento de las variables del sistema. Tiene un total de 40 parámetros de alimentación entre los que se encuentran las 12 variables de condiciones iniciales, los 24 valores entregados por el bloque anterior, AERO, y las 4 velocidades angulares de las hélices entregadas por el bloque de motors+modules. Ver figura 43.

Figura 43 diagrama interno bloque *dynamics*



Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>

Como se puede observar en la figura 44, este bloque tiene un único modulo central, encargado de hacer la recepción, el tratamiento y la transmisión del vector de los datos ingresados. En el backend de este módulo se encuentra el conjunto de ecuaciones que caracterizara en definitiva el sistema de aceleraciones que evidenciara el cuadricóptero en cada instante de tiempo. Es decir, en este módulo final es en donde se podrá evidenciar la aplicación de los resultados obtenidos en el modelamiento matemático del sistema, y es de este último bloque de donde se obtendrán los estados resultantes en los diferentes estados de libertad.

A la salida de este bloque se encuentran 18 parámetros, dentro de los cuales los primeros 12, serán los que realimentaran el inicio del sistema debido a que representan los cambios de rotación en los ángulos de pitch, roll y yaw, y también los movimientos que se generan en los ejes X, Y y Z.

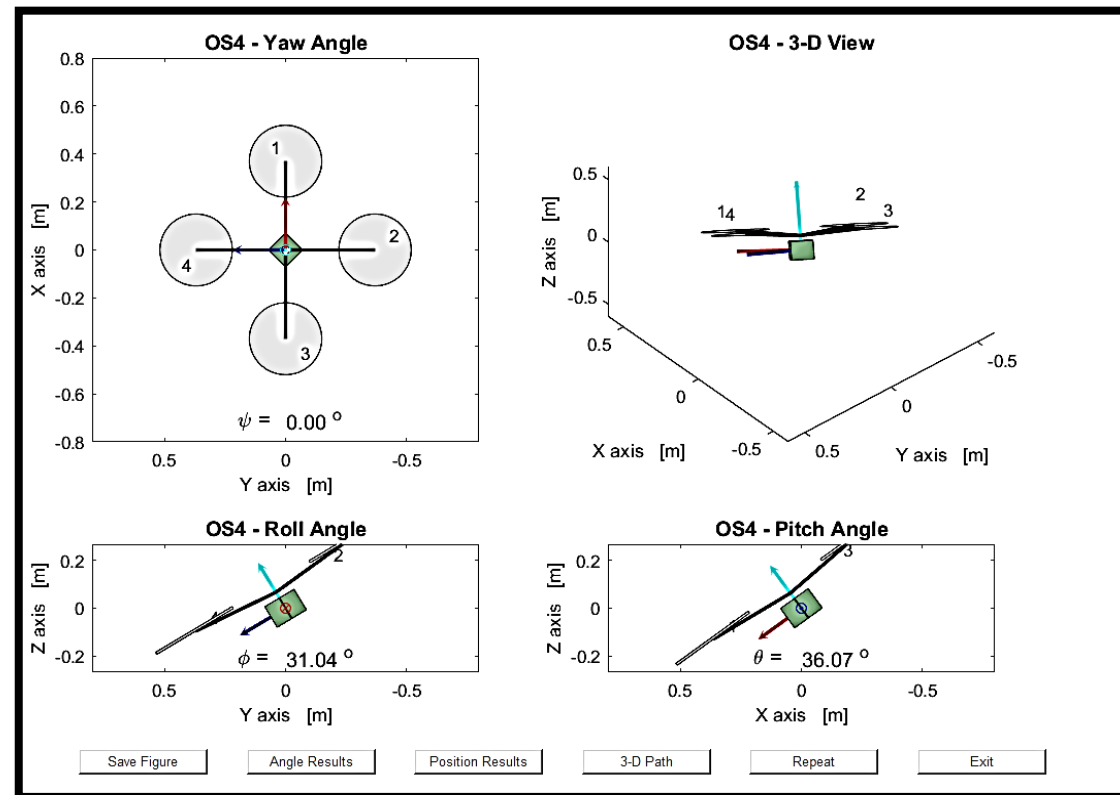
Es importante comprender que este último bloque entregara los parámetros en términos de velocidad y aceleración, por lo que es necesario hacer una integral en el inicio del sistema para volver a llevar estos parámetros a términos de posición y velocidad, y de esta forma reiniciar el proceso tomando estas nuevas variables como las condiciones iniciales del sistema.

Las 6 variables resultantes pueden ser remplazadas por algunas otras constantes a las que se les quiera realizar un análisis u observación, pero como se observa en el extremo izquierdo del diagrama de bloques de la simulación, son variables que se dirigen directamente a una sección de SCOPES o graficas. No son variables que reincidan en el sistema o que generen un cambio en los parámetros de reinicio del recorrido. En este caso se desearon observar los comportamientos de fuerzas del eje Z que representan una estimación de fuerzas de fricción, de fuerza de Arquímedes y de esfuerzos realizados por parte de la acción de los actuadores en este eje, además de las fuerzas centrales del eje Y para completar los 6 parámetros.

Para finalizar y poder observar el comportamiento del cuadricoptero, se hará uso de la herramienta autonomous system lab, que permitirá generar una vista en 2 y 3 dimensión de las diferentes coordenadas sobre las cuales el dron tendrá ciertos grados de libertad, garantizando así un detalle absoluto sobre el comportamiento del sistema durante trayectorias de vuelo preseleccionadas.

Como se podrá observar en la Figura 44. el software permitirá mantener un control del pitch, roll y yaw del cuadricoptero, permitiendo generar de manera visual un análisis en detalle de la respuesta del controlador en cuanto a eficiencia y eficacia para mantener el sistema en equilibrio durante el recorrido

Figura 44 Simulación de cuadricóptero A.

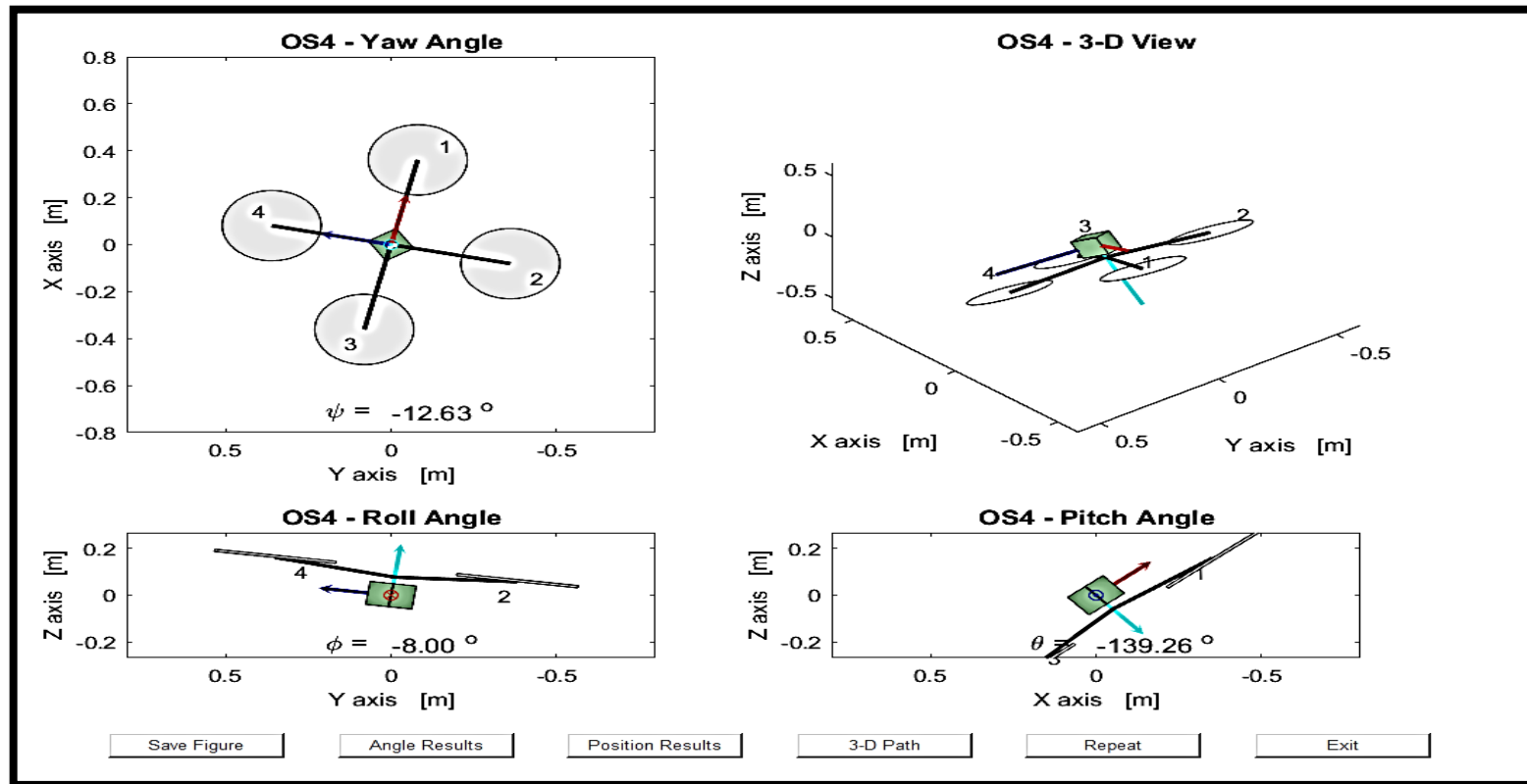


Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21).

Si el controlador logra mantener al cuadricóptero en correcta sintonía la simulación debería mantenerse durante el recorrido en un estado visual de equilibrio, es decir en cada una de las cuadrículas que representan las coordenadas de movimiento debería estar lo más próximo a su estado de equilibrio, en una posición paralela al eje horizontal en el caso de pitch y roll y en el caso de yaw con un movimiento controlado en el alabeo de los motores.

Si el sistema se sale del punto de control se podrá observar como algunas de las cuadrículas de estados de tiempo real perderán su equilibrio o estabilidad demostrando una pérdida del control general del sistema, como se muestra en la figura 45.

Figura 45 simulación de cuadricóptero B

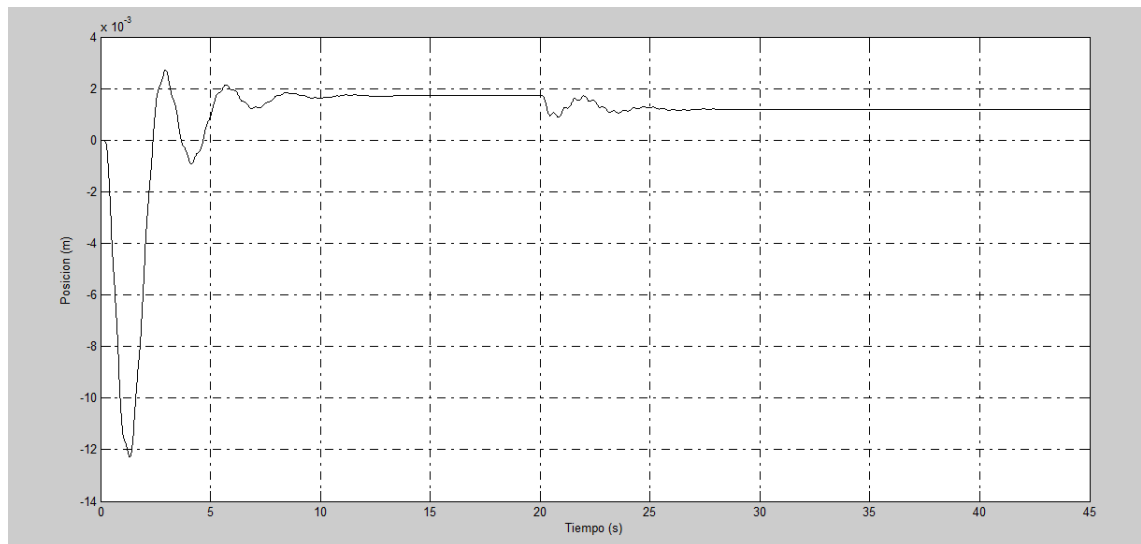


Fuente: BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. [Consultado el 25 de marzo 2019]. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>.

1.1.11.1. Sintonización de controlador de posición x, y.

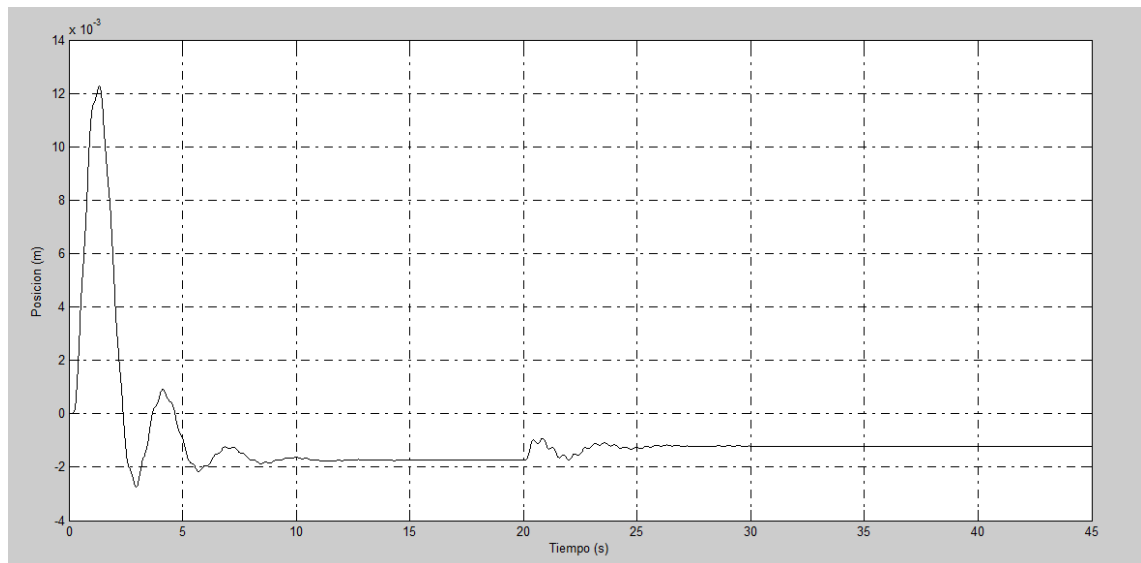
- **Controlador sin sintonizar.** En un principio se suspendió la acción de control de todos los módulos para observar cual era la respuesta inicial del sistema sin aplicarle ningún tipo de controlador, es decir, se le dio un valor de 0 a todas las variables referentes a las ganancias de control, integradas en los códigos del módulo CONTROL, y de la misma forma se anularon los valores de los parámetros de configuración de los controladores PID externos a la planta del cuadricoptero, los cuales generan el control de posición en los ejes X y Y. Con estos valores la respuesta del sistema en cuanto a posición en estos ejes fue la observada en las figuras 46 y 47 que se encuentran a continuación.

Figura 46 Respuesta sin acción integral en posición X ante control proporcional (posición en [m], tiempo en [s])



Fuente: Autoría propia

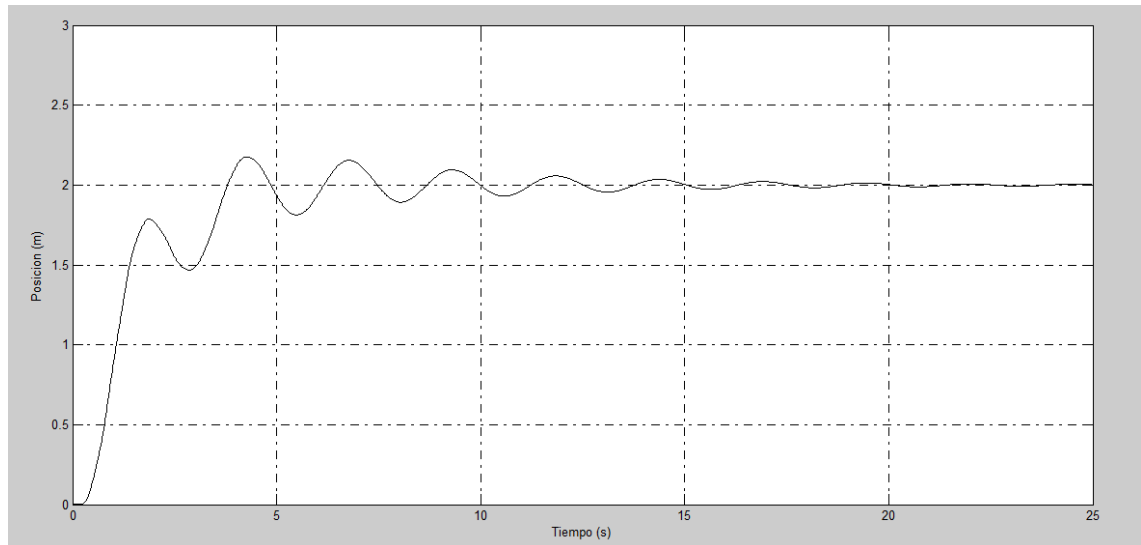
Figura 47 Respuesta sin acción integral en posición Y ante control proporcional (posición en [m], tiempo en [s])



Fuente: Autoría propia

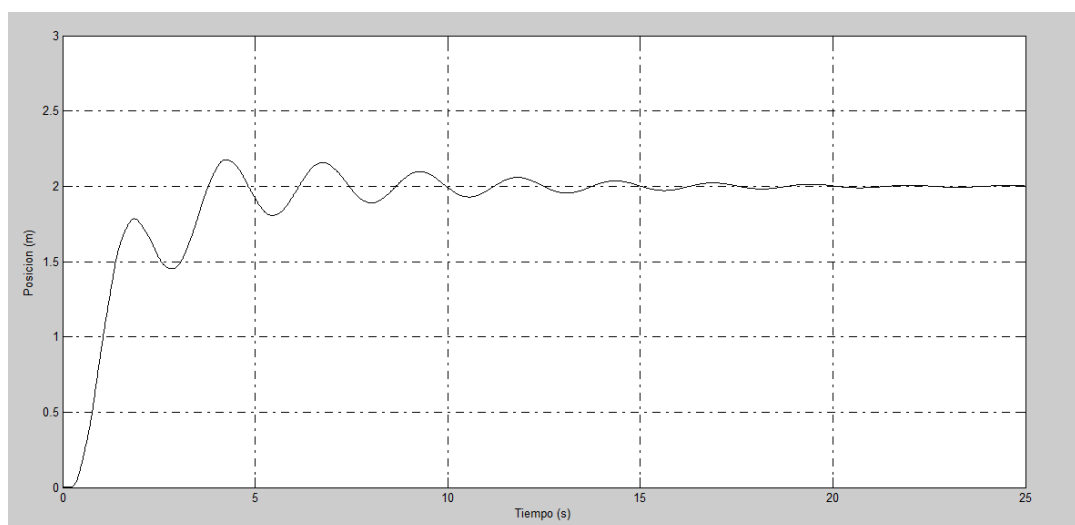
- **Ajustes en controlador de posición en X, Y. Usando ganancias de 1.** Luego de observar la respuesta inicial del sistema, se decidió ubicar todas las ganancias de los controladores de posición X, Y. En un valor de 1, para observar que cambios se generaban en la simulación y poder analizar si los valores adecuados se encuentran dentro de este intervalo o en un intervalo mayor. La respuesta a esta configuración en las ganancias fue la siguiente. Ver figuras 48 y 49

**Figura 48 Respuesta con acción integral, proporcional y derivativo en 1.
Para posición X (posición en [m], tiempo en [s])**



Fuente: Autoría propia

**Figura 49 Respuesta con acción integral, proporcional y derivativo en 1.
Para posición Y (posición en [m], tiempo en [s])**



Fuente: Autoría propia

Como se puede observar en la figura 48 y 49, los parámetros de posición en X y Y, ya consiguen una estabilización si las ganancias se encuentran en un valor de 1. Pero su tiempo de estabilización es muy extenso, y la respuesta genera un sobre pico con una amplitud bastante alta. Sin embargo, se podría deducir que el intervalo de control se encuentra en entre los valores de 0 y 1.

- **Respuesta de X, Y. Con controlador sintonizado.** A partir del hallazgo de un intervalo sobre el cual se podrían encontrar las ganancias que permitirían al sistema obtener una respuesta estable y rápida, el grupo de trabajo hizo varias pruebas con valores alternados entre ese intervalo de 0 y 1 para las ganancias proporcional y derivativa.

Para la ganancia integral se decidió dejar un valor de 0 debido a que durante el proceso de la planta de control ya se encuentra una integración para convertir las velocidades en posición y las aceleraciones en velocidades, es decir la planta de control ya tiene una ganancia integral de manera natural y por esto no se consideró necesaria.

Luego de una gran cantidad de pruebas y errores, se consiguió una estabilización en ambos parámetros de posición en los ejes X y Y, para una entrada de escalón con una amplitud de 2, haciendo uso de un controlador proporcional derivativo con los valores de:

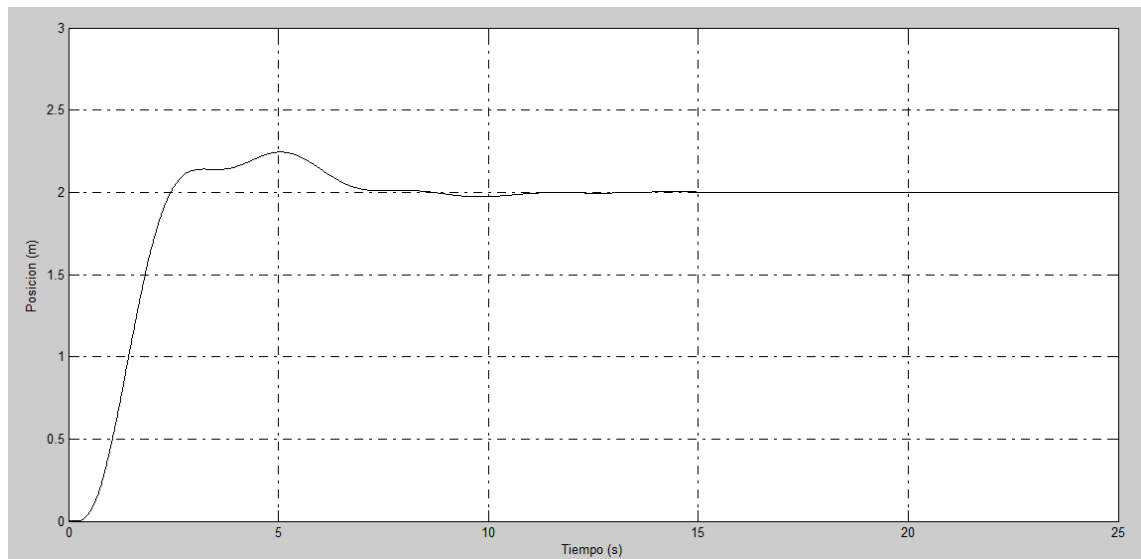
Tabla 13 Valores de ganancias sintonizadas

Ganancias	Valores
Proporcional	0.8
Derivativa	0.05

Fuente : autoría propia.

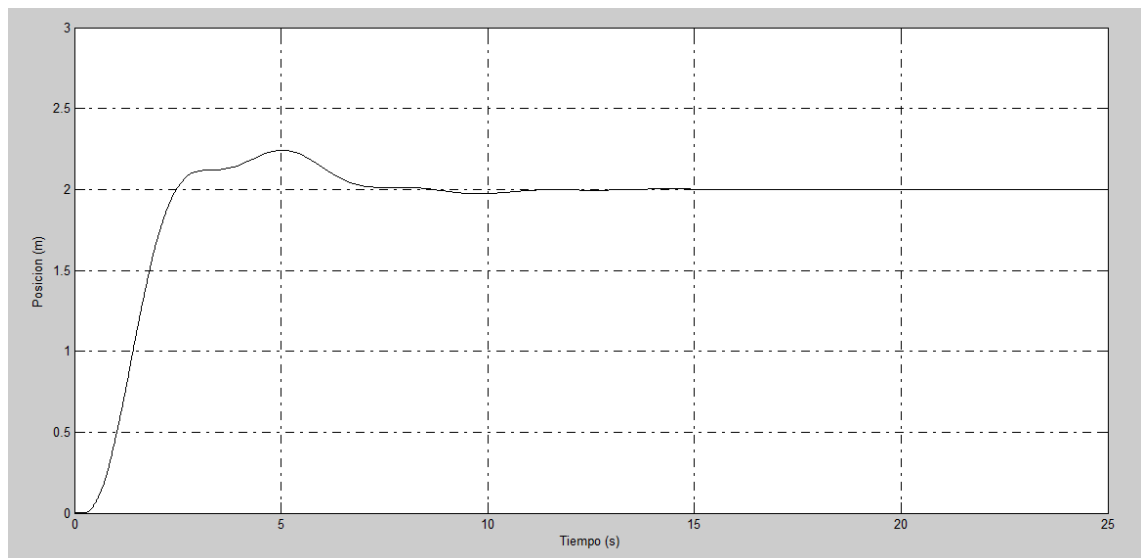
La respuesta obtenida a estas ganancias tuvo una estabilización mucho más rápida, tardo cerca de 10 segundos en poder mantener una respuesta constante y el sobre pico máximo fue de tan solo 0.3 metros, que en realidad es una respuesta bastante aceptable. Ver figuras 50 y 51.

Figura 50 Respuesta en posición X ante un control proporcional derivativo (posición en [m], tiempo en [s])



Fuente: Autoría propia

Figura 51 Respuesta en posición Y ante un control proporcional derivativo (posición en [m], tiempo en [s])

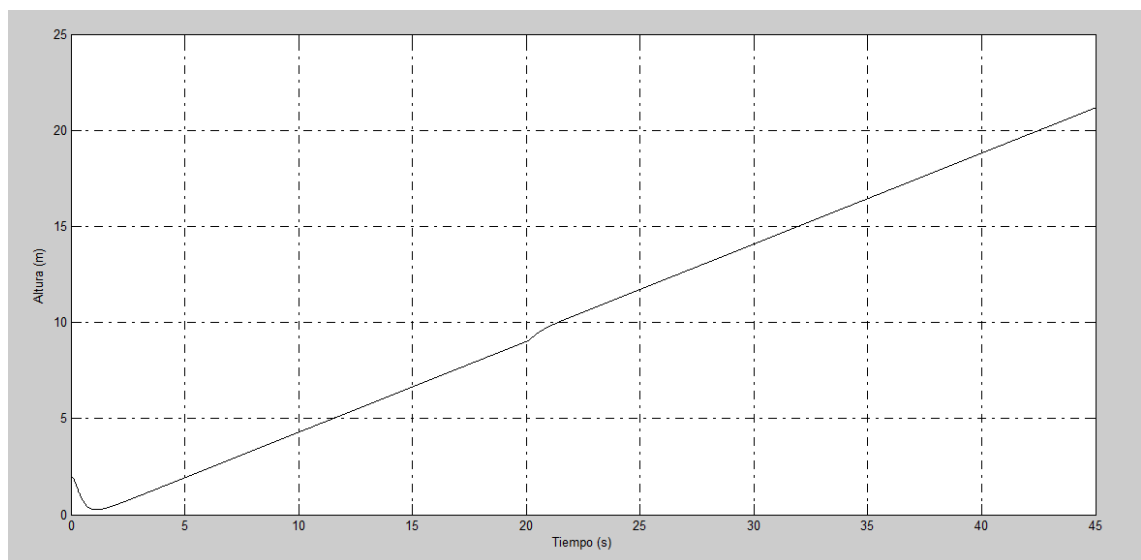


Fuente: Autoría propia

1.1.11.2. Sintonización de control de altitud z. En el interior del bloque de control se encuentra el controlador que permite generar de manera adecuada el aumento y disminución de la altura del vehículo aéreo no tripulado. Esta acción es muy importante durante las trayectorias que va a realizar el dispositivo, y por esto es una de las acciones sobre las cuales se debe gestionar un control. Para esto se encuentra el controlador de altura o altitud, que se encuentra dentro del módulo de alt_control, y en este se realiza una sintonización por medio del código que se encuentra dentro del archivo alt_control.m. Durante la sintonización se hará uso de una entrada escalon unitario en la entrada de referencia de la variable Z, que tendrá un valor inicial de 1, valor final de 5, y un tiempo de inicio del escaló a los 20 segundos de iniciada la simulación.

- **Respuesta en z sin sintonizar.** En un principio con todas las ganancias del controlador en 0 la altitud del vehículo aéreo no tripulado no mantiene control alguno y se eleva de manera casi lineal sin tener un límite de elevación, es por esto que esta acción se le debe realizar un controlador. Ver figura 52.

Figura 52 respuesta de altitud sin sintonización.



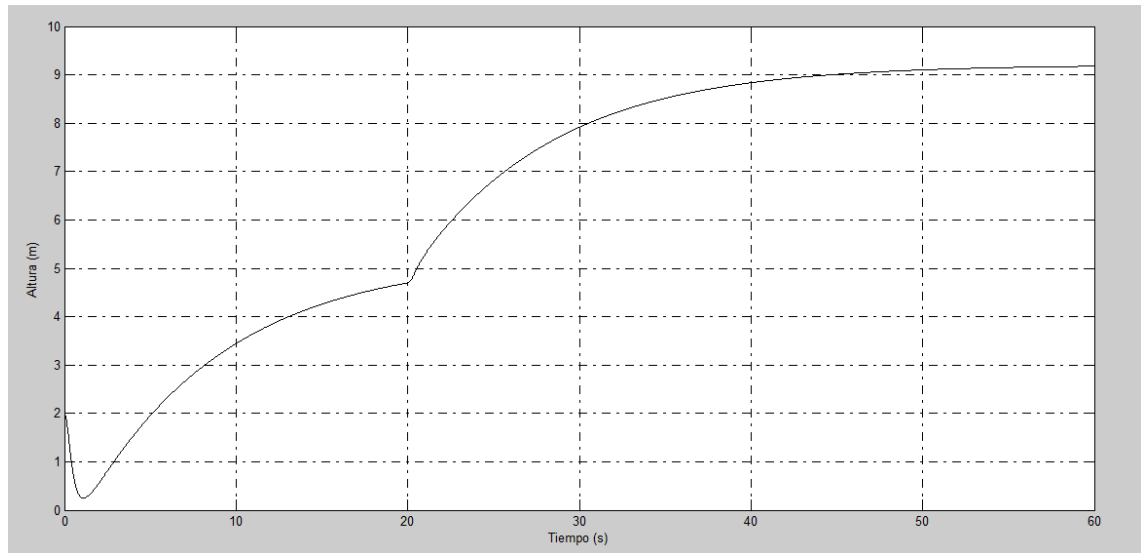
Fuente: Autoría propia

- **Respuesta sintonización ganancia proporcional.** Para realizar los ajustes de ganancia a este control, el código original basado en la tesis de Samir, plantea hacer uso de un controlador Proporcional integral, llamando a las variables definidas como las ganancias proporcional e integral como a2 y a3, respectivamente.

Sobre estas ganancias se comenzó a realizar la sintonización del controlador de altitud que se ajustara a los requerimientos deseados para este proyecto de grado. Como ajuste inicial, se decidió darle un valor a la ganancia proporcional

de 1 y la integral de 0, para observar cómo era la respuesta de estabilización del sistema y si el control proporcional conseguía, aunque sea estabilizar el sistema. Ver figura 53.

Figura 53 respuesta de altitud a ganancia proporcional de 1

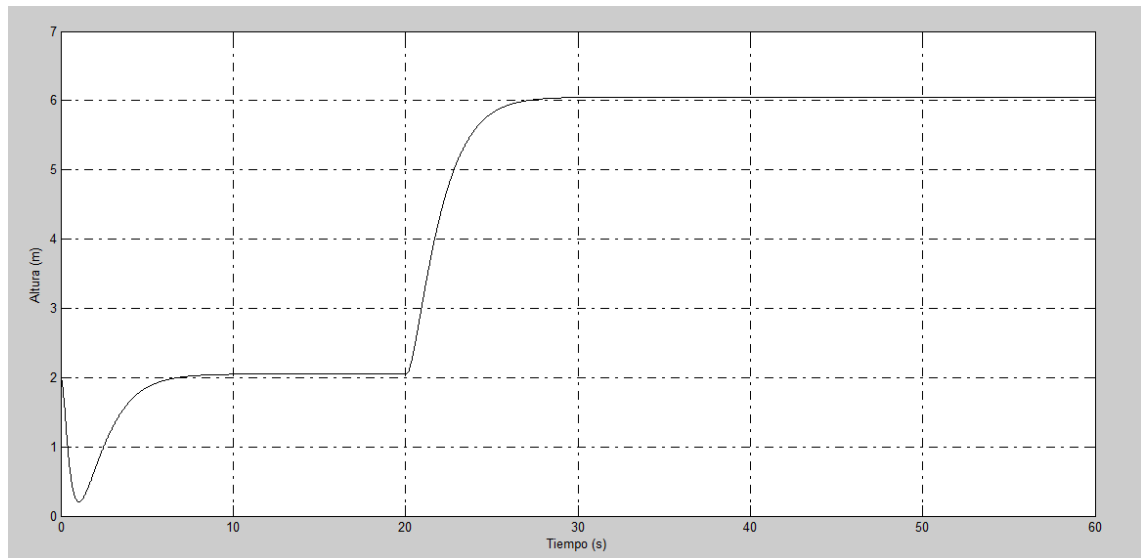


Fuente: Autoría propia

Se puede evidenciar que con solo el controlador proporcional el sistema logra llegar a un estado de equilibrio, pero se tiene un error de estado estable de cerca de 4 metros. Se decide aumentar más la ganancia proporcional hasta un punto en donde la cercanía con el valor ingresado por la entrada escalón sea de al menos un metro, aunque es posible observar que va a ser difícil reducir en su totalidad el error de la planta con tan solo una acción proporcional.

Luego de un par de pruebas con diferentes valores se observó que con una ganancia proporcional de cuatro el error de estado estable se reducía a 1 metro únicamente, por lo que se decidió hacer uso de este nivel de ganancia proporcional. Ver figura 54.

Figura 54 respuesta a ganancia proporcional de 4.

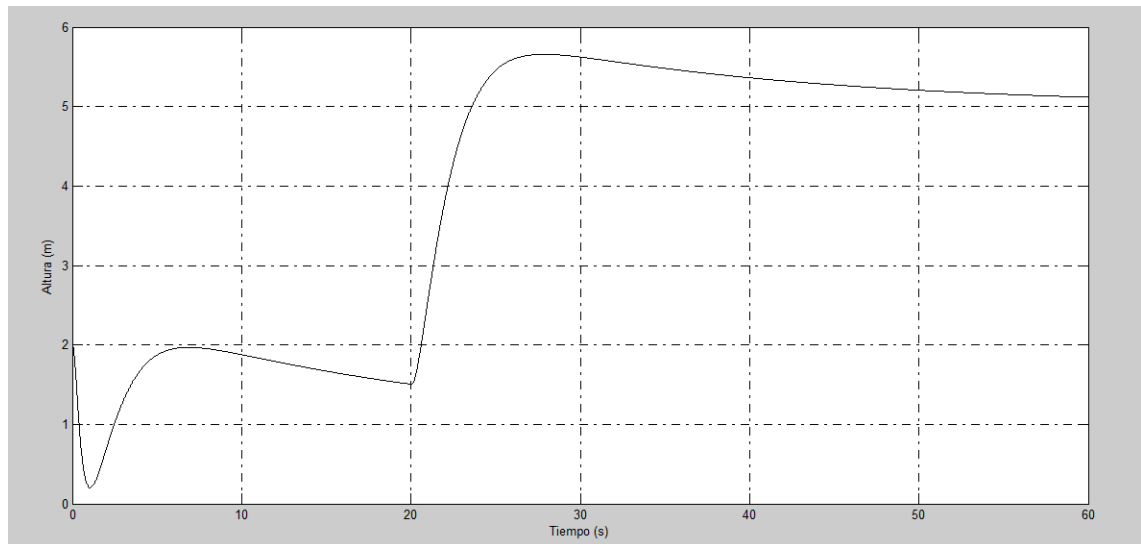


Fuente: Autoría propia

Aunque se consigue reducir en gran manera el error de estado estable, 1 metro aun representa una cantidad un poco alarmante para los propósitos del proyecto de grado. De acuerdo a las características naturales de un controlador PID, se sabe que para reducir el error de estado estable de un sistema de control se debe incorporar una acción integral.

- **Respuesta a sintonización de ganancia integral.** Por lo mencionado en la conclusión del anterior apartado se procedió a incorporar en la sintonización del controlador una acción integral. Para esto se le dieron distintos valores a la variable a3, del código fuente encontrado en el módulo spd_control. Ver figura 55

Figura 55 Respuesta controlador ganancia integral de 1

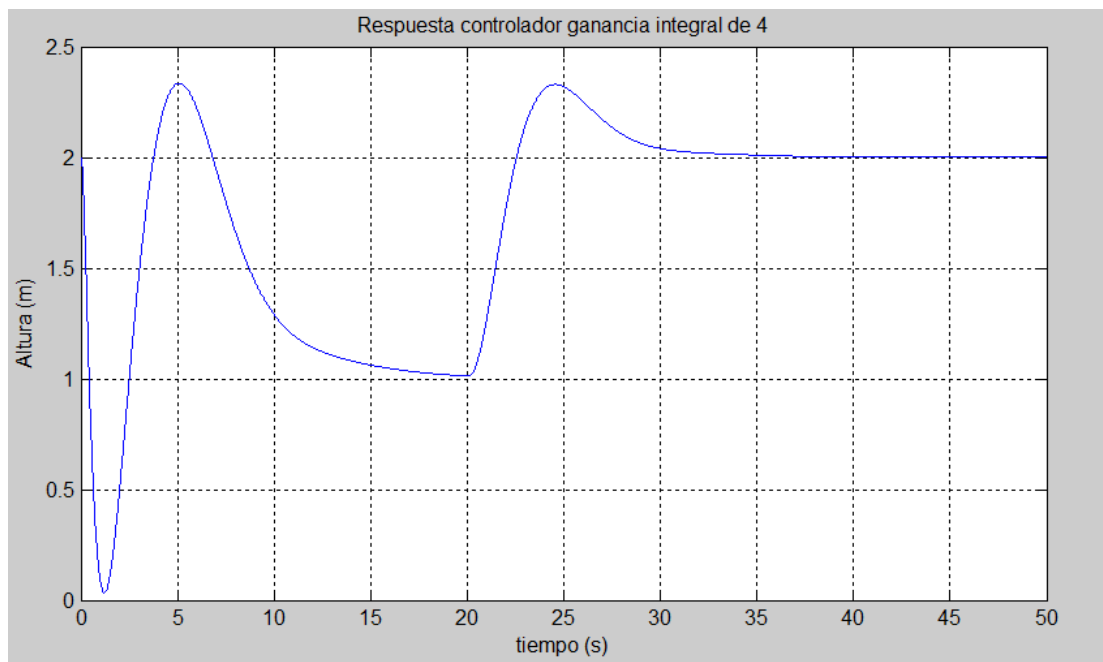


Fuente: Autoría propia

Como se puede observar la respuesta del controlador a la acción integral es positiva inmediatamente. Con un valor de 1 en el K_i , el controlador genera una reducción de su error de estado estable de casi el 80%.

A partir de pruebas siguientes se logró conseguir que el error de estado estable se redujera en su máxima expresión, anulándolo con una acción integral de 4, con la cual el sistema presenta la siguiente respuesta. Ver figura 56.

Figura 56 Respuesta controlador ganancia integral de 4



Fuente: Autoría propia

Se evidencia que el controlador genera una estabilización adecuada y sin ningún tipo de error de estado estable. Sin embargo, antes de realizar la estabilización la respuesta del sistema está presentando un pico bastante alto, el cual podría entorpecer la trayectoria por un par de segundos. Para reducir este máximo sobre se ha decidido añadir una ganancia proporcional al sistema.

1.1.11.2.1. Respuesta a sintonización de ganancia derivativa

La última ganancia faltante en el controlador PID de altura, es la ganancia derivativa, que según los resultados obtenidos durante la simulación es necesaria para conseguir disminuir el máximo sobre pico y brindar una acción de control un poco más equilibrada en los tres aspectos importantes de control. Tiempo de estabilización, error de estado estable y máximo sobre pico.

Para conseguir el anterior propósito es necesario añadir algunas líneas de código al módulo de control de altura sobre el cual se está basando la simulación, debido a que este no incorpora la ganancia derivativa.

Las líneas de código incorporadas fueron las que se podrán observar a continuación resaltadas en negrilla:

```
kd=0; //Ganancia Derivativa//

error = zd-z;//error=(altura deseada-altura lograda)

e_i=e_i-(z-zd)*0.01;
//error integral=error*tiempo de muestreo

r1=a3*e_i-a2*(z-zd);
//acción integral*error integral-acción proporcional*error

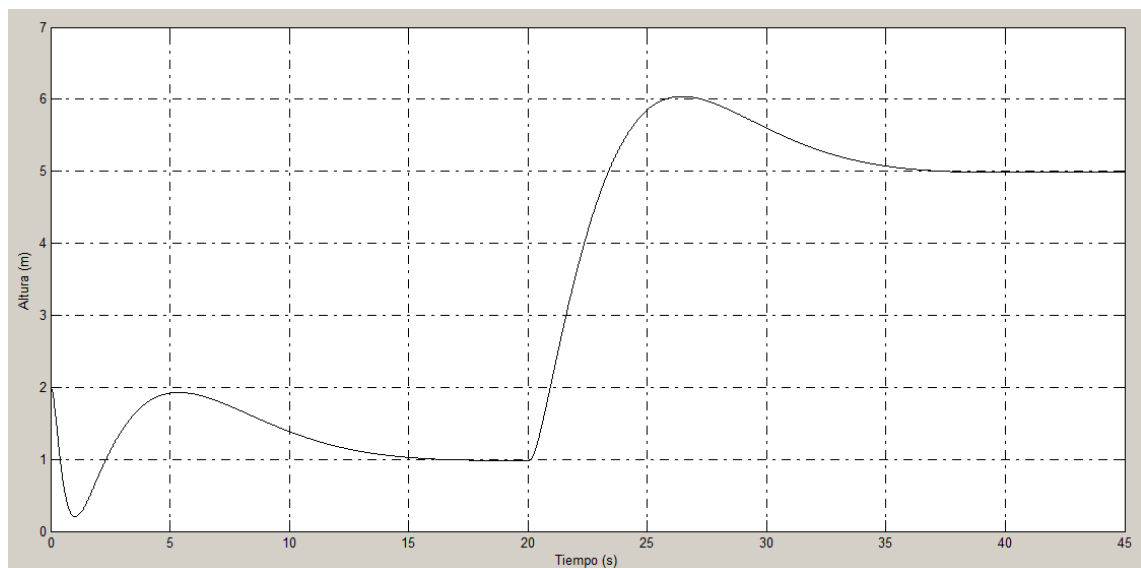
D=kd*(error-e_a)/0.01;
//Derivativa = acción derivativa*(error-error anterior) /TM
//TM = tiempo de muestreo

U1=(r1+m*g+D)/(cos(roll)*cos(pitch));
//Accion de control

e_a = error;
//error anterior = error
```

A partir del anterior código, se comenzó a variar la ganancia derivativa para conseguir reducir el máximo sobre pico de la respuesta del controlador. Para iniciar se aumentó su valor hasta la unidad (1) para verificar que tan drástica era la respuesta del controlador. Pero se logró identificar que la ganancia derivativa no tendría que ser tan grande debido a que el tiempo de estabilización estaba aumentado de forma exponencial, se comenzaron a probar varios números que se encontraran dentro del intervalo de 0 y 1 para conseguir uno en el cual la respuesta de los 3 factores fuera equilibrada, dentro de estos parámetros, el número que se acercó de manera sobresaliente a lo deseado fue el **0.4712**. Valor con el que se consiguió, un tiempo de estabilización de 14 segundos, un error de estado estable de 0 metros y un sobre pico de 1 metro. Valores que generaban un alto nivel de aceptación en cuanto a lo requerido por el sistema.

Figura 57 respuesta a ganancia derivativa de 0.4712



Fuente: Autoría propia

1.1.11.3. Sintonización de control de velocidad x, y.

Por último, se realizó una sintonización del controlador de velocidad que también se encuentra en el bloque de control y en el módulo de `spd_control`, al igual que el control de altitud, este controlador está definido a partir de código dentro del código fuente de la simulación.

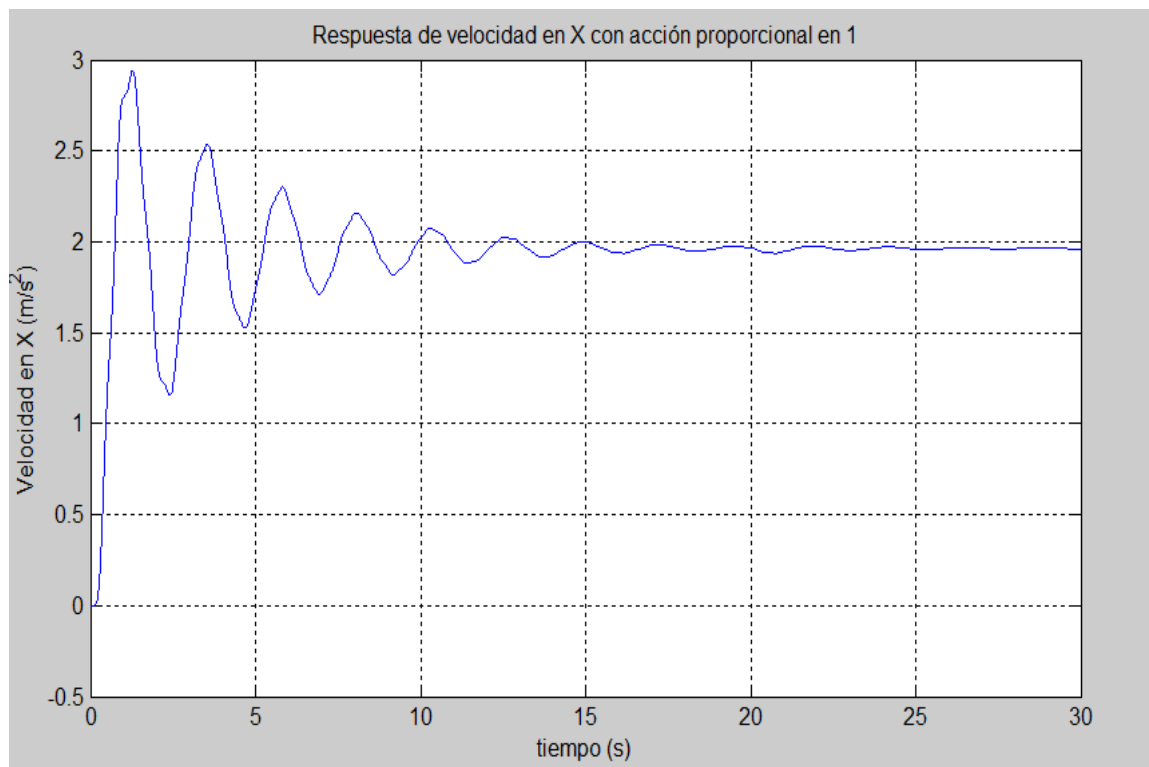
En el código del archivo `spd_control.m` se podrá sintonizar este controlador que por defecto se encuentra caracterizado como un controlador únicamente proporcional. Para poder realizarle pruebas a este, se retirarán las entradas que son entregadas por los controladores de posición al inicio de la planta y en esta posición se ubicará una entrada escalón alternando entre cada una de las variables de entrada que representan a cada eje y así se podrá observar la acción de control que se está generando a partir de esta entrada.

- **Ajuste de ganancia proporcional 1.**

En un principio se evaluará con la velocidad en X por lo que se definirá una constante 0 en la entrada de la velocidad de Y, y un escalón con valor de final de 2 para la entrada en X, y en las ganancias proporcionales se tomará un valor inicial de 1. Cabe resaltar que en este controlador ambas variables serían

equivalentes por lo que, al encontrar la sintonización adecuada para X, ya se puede definir la misma para el otro eje. En esta simulación se presenta en la figura 58 y tiene un tiempo de estabilización de 26 segundos. además, presenta un sobre pico de 0.8 m y un error de estado estable de 0.05

Figura 58 Respuesta de velocidad en X con acción proporcional en 1.



Fuente: Autoría propia

- **Ajuste de ganancia proporcional 0.4.**

Posteriormente se realiza una acción proporcional con un valor de 0.4. Ver figura 59. se obtiene un error de estado estable de 0.1. también presenta un tiempo de establecimiento de 10 segundos

Figura 59 Respuesta de velocidad en X con acción proporcional en 0.4



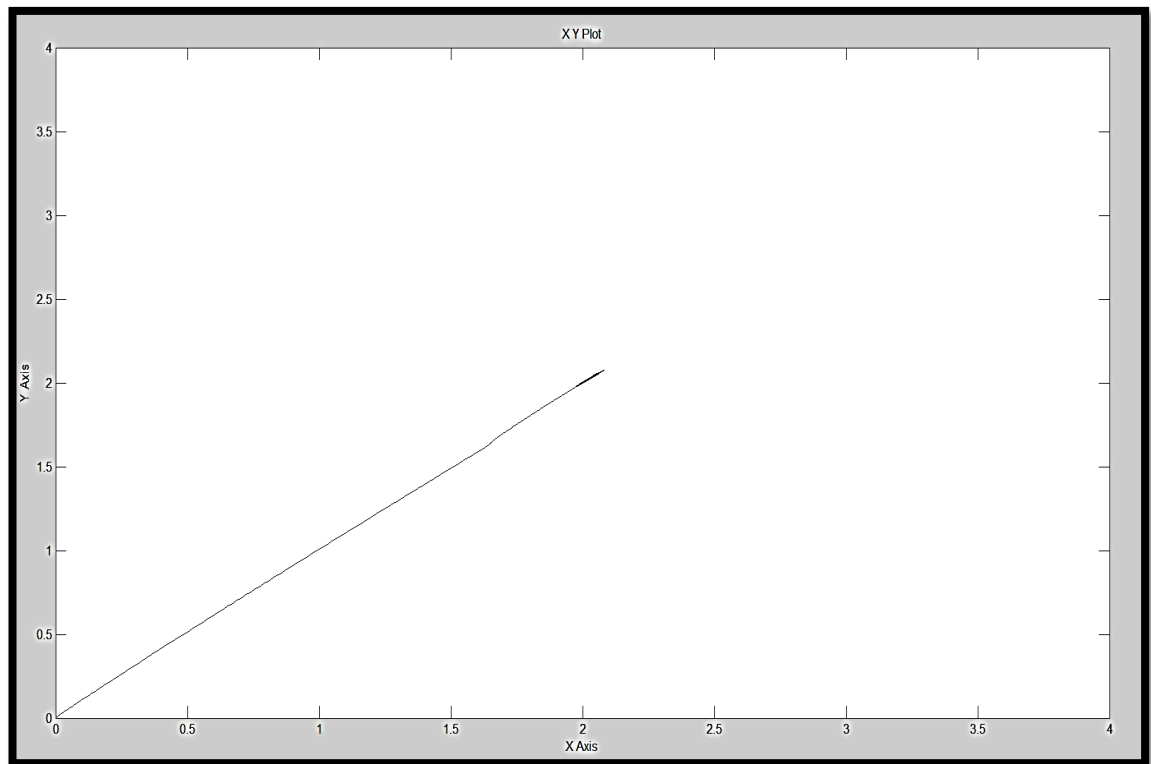
Fuente: Autoría propia

1.1.12. Simulación de diferentes trayectorias

Para el desarrollo de este proyecto de grado se utilizan 3 entradas. La primera describe una trayectoria lineal por medio de un escalón, la segunda realiza un desplazamiento elíptico con una amplitud de 10 metros, utilizando senos y cosenos y finalmente se realiza una trayectoria en ZIG-ZAG para el vehículo aéreo no tripulado con una entrada secuencia repetida. Unos parámetros relevantes es la posición en el eje Z, la cual indica la altura del cuadricóptero, además, este parámetro tiene como referencia inicial 3 metros de altura.

1.1.12.1. Trayectoria aplicando un escalón. Se evidencia en la figura 60 un desplazamiento lineal del cuadricóptero para el escalón aplicado en la planta principal. Tanto para el eje Y como para el eje X se logra observar un desplazamiento de 2 metros para cada uno.

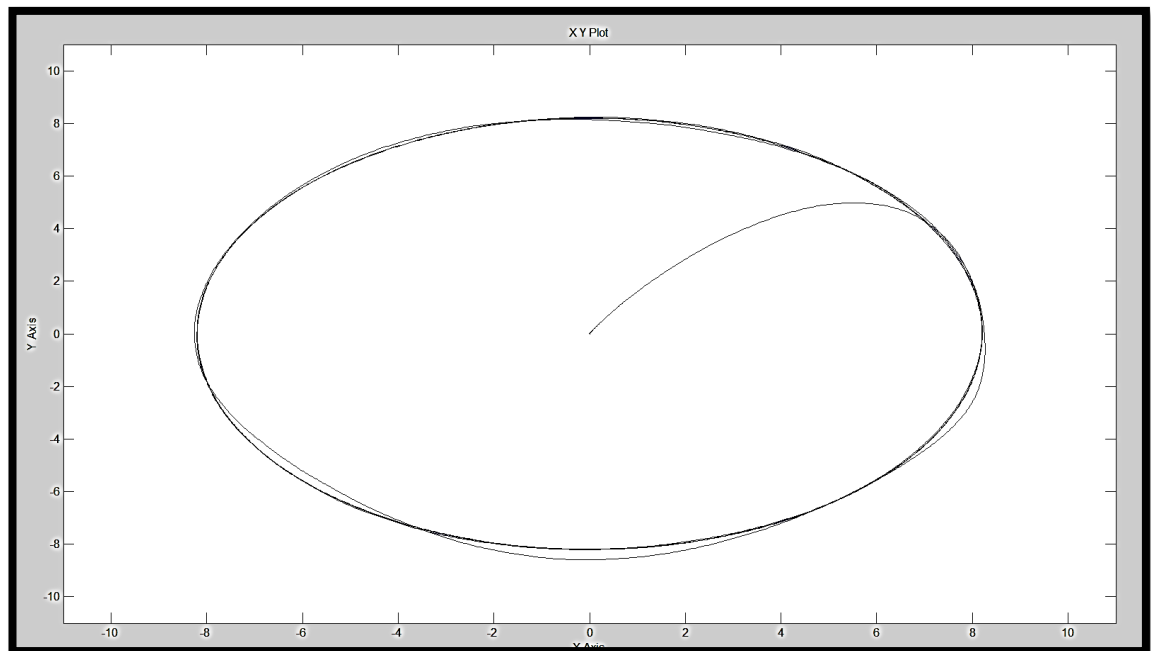
Figura 60 posición en el eje X, Y. Con una entrada de escalón. (posición en [m])



Fuente: Autoría propia

1.1.12.2. Trayectoria aplicando funciones trigonométricas Seno y Coseno. A continuación, se presenta la trayectoria circular (véase figura 61) para las entradas trigonométricas de seno y coseno con una amplitud de 10 metros. Se puede evidenciar que en la salida se obtienen la amplitud ingresada inicialmente.

Figura 61 posición en el eje X, Y. Con una entrada seno y coseno. (posición en [m])



Fuente: Autoría propia

1.1.12.3. Trayectoria aplicando entrada de secuencia repetida. Para realizar este trayecto es necesario utilizar una entrada con secuencia repetida, la cual contiene dos vectores. Ver figura 62 y 63. El primero indica el intervalo de tiempo que realizara y el segundo indica la distancia que recorre en cada uno de los ejes X, Y.

Figura 62 Vector de tiempo y posición X. (posición en [s], posición en [m])

Source Block Parameters: Repeating Sequence	
Repeating table (mask) (link)	
Output a repeating sequence of numbers specified in a table of time-value pairs. Values of time should be monotonically increasing.	
Parameters	
Time values:	[0 2400 2600 3100 3300 3800 4000 4500 4700 5200 5400 6000]
Output values:	[0 1 5 5 1 1 5 5 1 1 5 5 1 1 5 5 1]
<input type="button" value="OK"/> <input type="button" value="Cancel"/> <input type="button" value="Help"/> <input type="button" value="Apply"/>	

Fuente: Autoría propia

Figura 63 Vector de tiempo y posición Y. (posición en [s], posición en [m])

Source Block Parameters: Repeating Sequence1

Repeating table (mask) (link)

Output a repeating sequence of numbers specified in a table of time-value pairs. Values of time should be monotonically increasing.

Parameters

Time values:

0 2400 2600 3100 3300 3800 4000 4500 4700 5200 5400 6000

Output values:

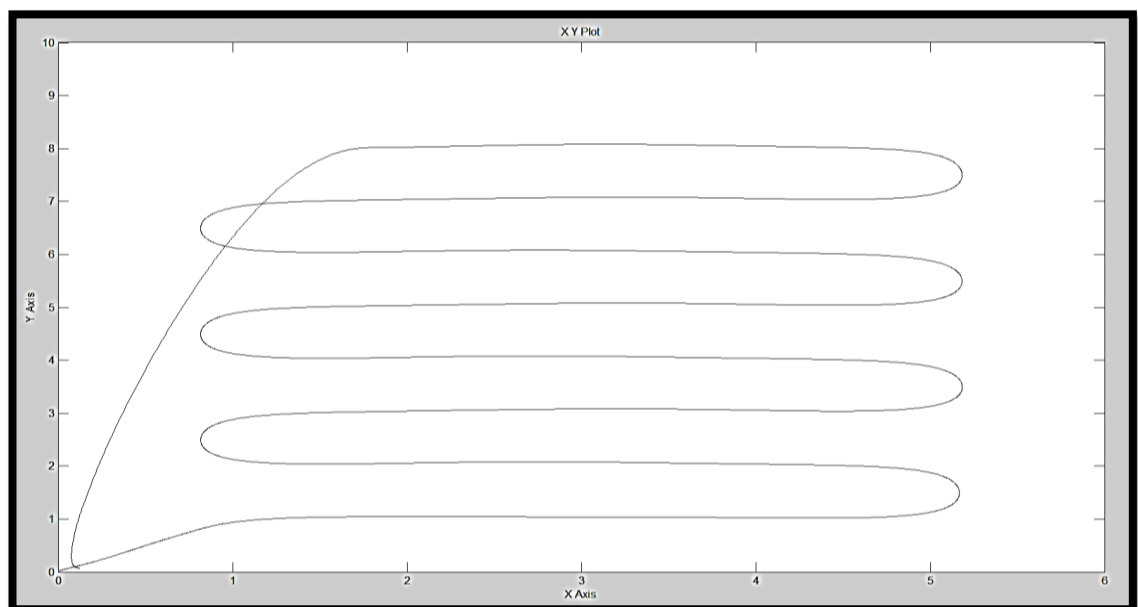
[0 1 1 2 2 3 3 4 4 5 5 6 6 7 7 8 8]

OK Cancel Help Apply

Fuente: Autoría propia

En esta sección se realiza una simulación con una altura de un 1 metro y un recorrido en ZIG-ZAG, para un terreno de 28 m^2 . Esto quiere decir que en la posición del eje X se tendrán 4 metros y en la posición del eje Y se tendrán 7 metros. Ver figura 64.

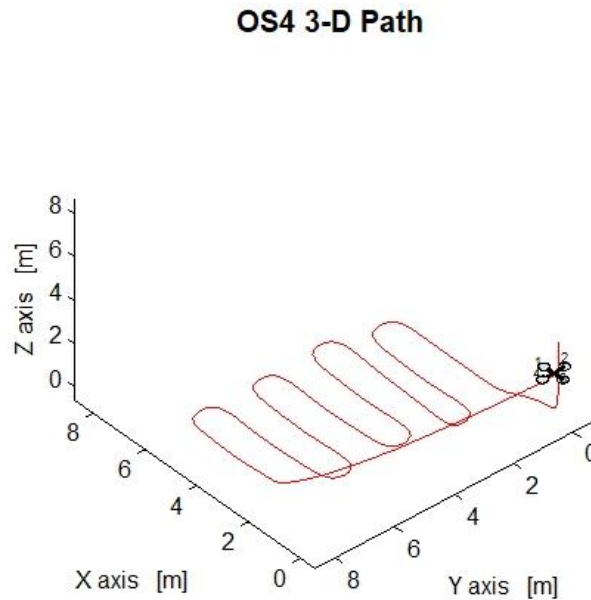
Figura 64 Trayectoria final del cuadricóptero en los ejes X, Y. (posición en [m], posición en [m])



Fuente: autoría propia

Simulación 3D de la trayectoria final. Ver figura 65.

Figura 65 trayectoria en 3D



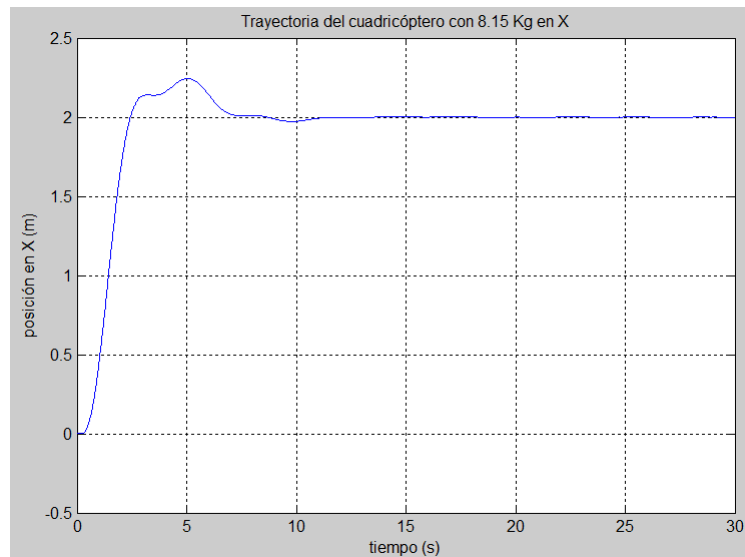
Fuente: autoría propia

1.1.13. Efecto del cambio de masa/inercia debido a cambios de nivel de agroquímico.

Inicialmente se planteado la posibilidad de realizar un controlador PID de ganancia variable para el sistema del vehículo aéreo no tripulado. Ya que la inercia del cuadricóptero varia a medida que el agroquímico se está aplicando. Para comprobar esa variación se deben realizar dos procedimientos importantes el primero es observar el comportamiento con el peso máximo y otro análisis de los resultados con el peso mínimo (sin agroquímico).

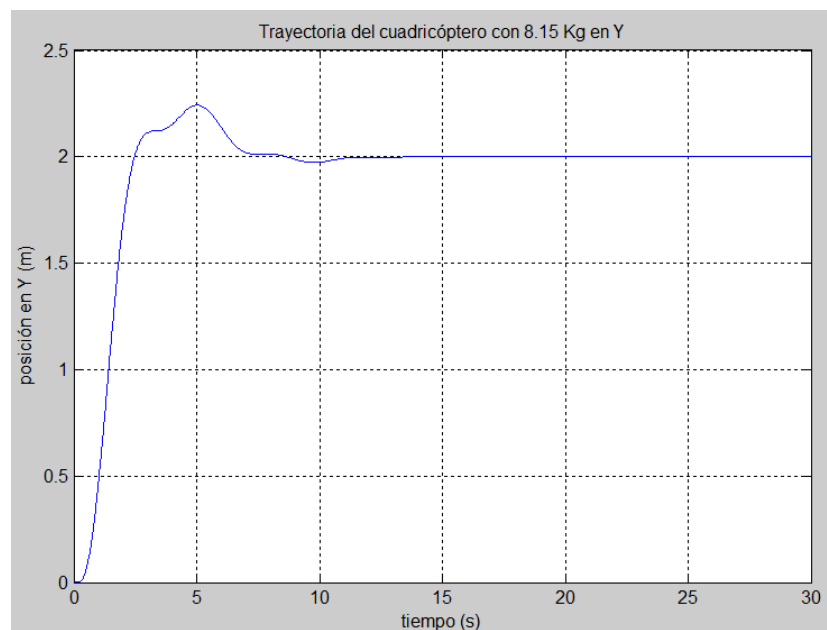
1.1.13.1. Comportamiento para cuadricóptero con masa de 8.15 Kg. Para comprobar este proceso de deben modificar las variables como los momentos de inercia, su centro de gravedad que se encuentra a una altura de 0.1 metros y finamente se coloca su peso máximo de 8.15 Kg. Para su validación se realizará su respectiva simulación. Ver figuras 66, 67 y 68.

Figura 66 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el X (posición en [m]).



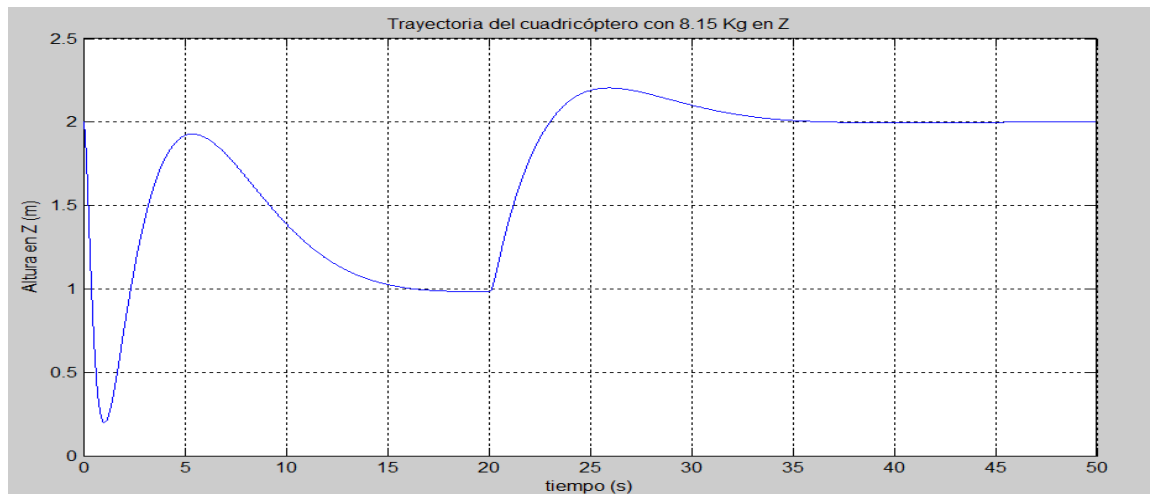
Fuente: Autoría propia

Figura 67 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el Y (posición en [m]).



Fuente: Autoría propia

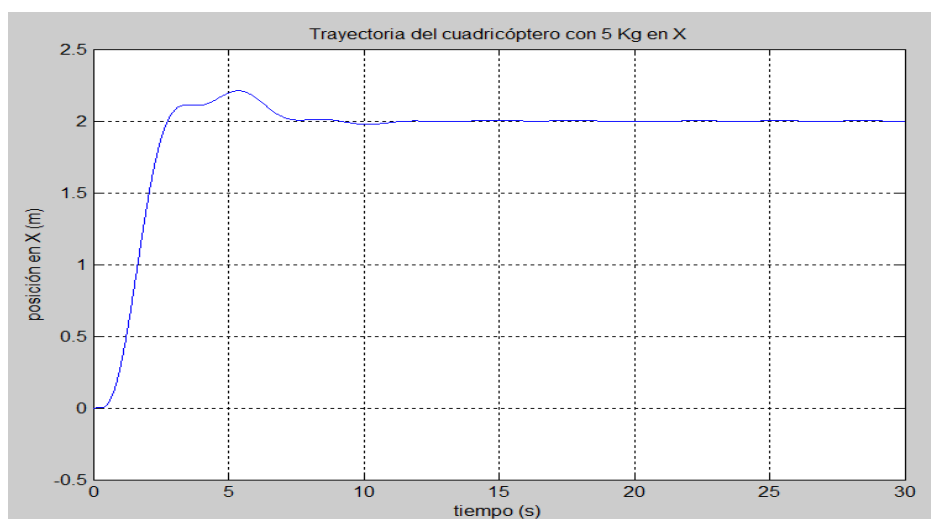
Figura 68 Trayectoria del cuadricóptero con 8.15 Kg en el Z (posición en [m]).



Fuente: Autoría propia

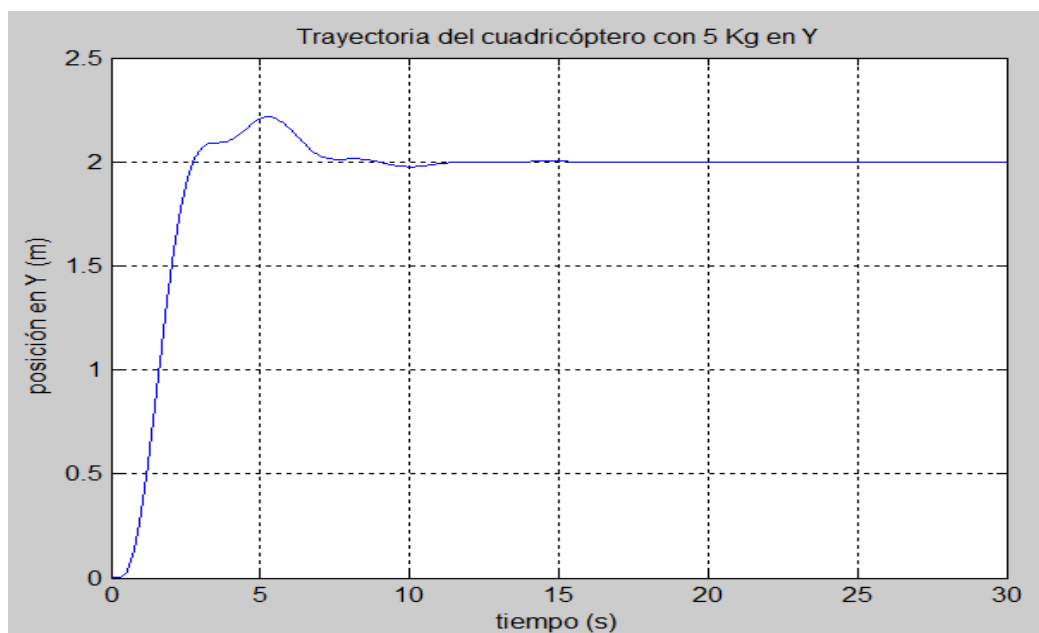
Comportamiento para cuadricóptero con masa de 5 Kg. La variación del peso en el sistema obliga a que se deba hacer uso de nuevas inercias. Además, se debe incorporar el nuevo centro de gravedad ubicado a una altura de 0.065 m. Finalmente se coloca 5 Kg que representan el peso mínimo de cuadricóptero. Para observar la simulación ver figuras 69, 70 y 71.

Figura 69 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el X (posición en [m]).



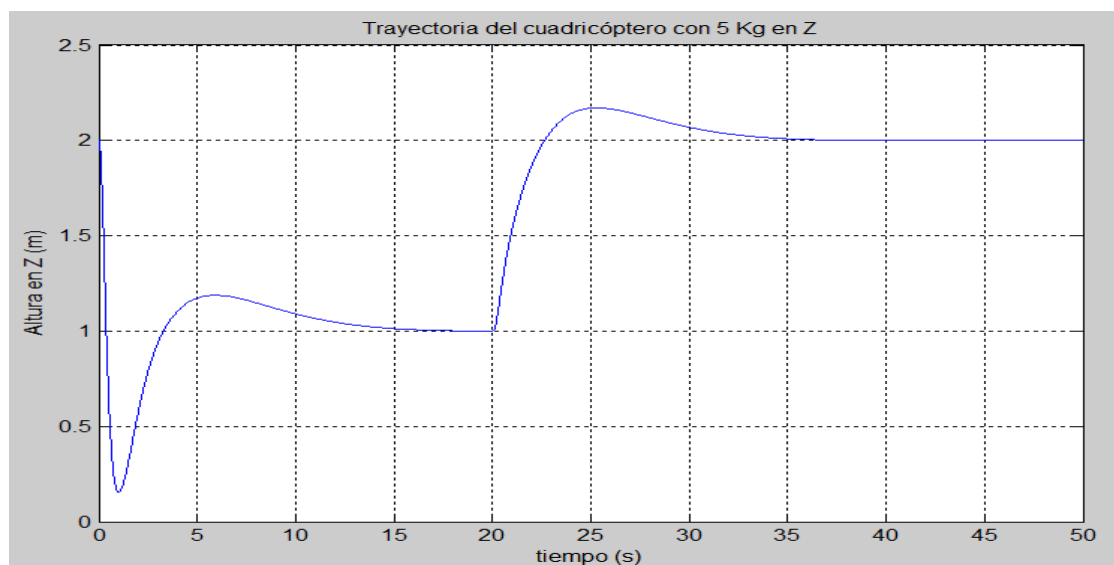
Fuente: Autoría propia.

Figura 70 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el Y (posición en [m]).



Fuente: Autoría propia.

Figura 71 Trayectoria del cuadricóptero con 5 Kg en el Z (posición en [m]).



Fuente: Autoría propia.

Se evidencia la respuesta de control para los ejes de posición y el eje de altura con la masa mínima y máxima que obtendrá el cuadricóptero en su tiempo de vuelo. En la figura 66 y figura 69 se analizan la misma respuesta en el sistema de control para el eje X con las dos opciones de peso. Como resultado las gráficas presentan un sobre pico de 0.03 m, un error de estado estable igual a 0 y tiempo de estabilización de 11 segundos.

Por otro lado, la respuesta para el eje Y presenta de igual manera la misma acción de control para su posición. Como resultado las figuras 67 y 70 presentan un sobre pico de 0.035 m, un error de estado estable igual a 0 y tiempo de estabilización de 12 segundos.

Finalmente, la respuesta en el eje Z, presenta un resultado diferente en el sobre pico inicial. Este valor es de 0.7 m para una masa de 8,15 Kg, ver figura 68. En segundo lugar, el sobre pico que se presenta es de 0.3 con una masa de 5 Kg, ver figura 71. Por otro lado, se presenta un segundo sobre pico de 0.01 m para una altura de 1 m de estabilización. Este resultado es el mismo para las dos gráficas. El tiempo de estabilización inicial es de 20 segundos para 1 metro y de 35 segundos para 2 metros.

A partir de este análisis se puede estimar que no es necesario la implementación de un controlador PID de ganancia variable, ya que no se perciben grandes cambios al modificar los parámetros del cuadricóptero.

5. CONCLUSIONES

Luego de la investigación preliminar se pudieron identificar diferentes propuestas de la mecánica analítica que permiten el modelado general de sistemas donde se evidencia que para el modelo de Euler Lagrange se utilizan coordenadas generalizadas, las cuales hacen referencia a un sistema de referencia lineal y rotacional. Los primeros están relacionados con los ejes X,Y,Z. Por otro lado, se deben relacionar los movimientos rotacionales que se generan en el cuadricóptero durante su desplazamiento y que se referencian como yaw, pitch y roll. Por el contrario, la metodología de Newton Euler permite determinar el modelo matemático por medio de fuerzas y torques que afectan la aeronave. Se logró comprobar que los dos modelos matemáticos llegan a ecuaciones equivalentes.

Durante la definición de las variables o parámetros que caracterizarían al medio en su ambiente de operación se pudo evidenciar que la búsqueda minuciosa de cada uno de los detalles de diseño es un proceso que debe realizarse con anticipación. Debido a que cada uno de los detalles referentes a dimensiones, peso, volumen, entre otras, van a afectar de gran manera al modelamiento y al correcto análisis de los pasos siguientes durante el proceso de la contracción del vehículo aéreo no tripulado. Por este motivo durante el capítulo 2 del presente proyecto de grado se consideró necesario hacer una estimación o propuesta de diseño con algunos de los dispositivos o materiales que permitirían al cuadricóptero cumplir de manera adecuada con las tareas para las cuales ha sido destinado durante la propuesta del proyecto de grado por parte del grupo de investigación GRISS de la Universidad Católica de Colombia. Se podría estimar el mismo comportamiento y funcionamiento del sistema de control presentado en este documento si el grupo de investigación considera un diseño equivalente o con dispositivos que mantengan una similitud con los presentados en este capítulo.

A pesar de que a través de la investigación acerca de sistemas de control o modelos de control se lograron identificar un gran número de alternativas que han presentado un gran avance en la industria de los sistemas de control. Para la presente investigación fue de importante relevancia identificar el alcance al que los controladores PID consiguen llegar. Más allá de ser uno de los modelos de control más sencillos, la adaptabilidad hace parte de una de sus características más sobresalientes, permitiéndole acoplarse a sistemas robustos para los cuales de manera intuitiva parecería que se requeriría hacer uso de algoritmos o sistemas de control mucho más complejos.

Para iniciar con la simulación se tuvo que indagar sobre cada una de las variables que se mencionan en el numeral 4.3. Luego de la realizar la respectiva investigación se tuvo que describir por medio de la hoja de datos cada uno de los componentes que conforman el cuadricóptero, como lo son los motores, las hélices, el chasis entre otros. Ya que sin estos no es posible encontrar los parámetros para ejecutar la simulación. También se emplearon técnicas matemáticas como los tensores de 3D para poder calcular las inercias de los motores y las hélices.

Finalmente se realiza la simulación, donde se pueden formalizar diferentes trayectorias para corroborar el desplazamiento del cuadricóptero. Por medio de gráficas y con los controladores sintonizados se observó la estabilización del sistema con distintos puntos de referencia. El primero se estableció para una altura de 4 metros con un tiempo de estabilización de 15 segundos. La segunda trayectoria se estima para un caso real, esta tiene una altura de un metro con un tiempo de estabilización de 13 segundos. Por otra parte, se pudo comprobar que el sistema de control mantiene su estabilidad incluso ante cambios de inercia y masa debido a la aspersión de agroquímico, sin necesidad de requerir ajustes en las constantes o estrategia de control. Dado estos resultados se puede estimar que los objetivos presentados en este documento se han cumplido de forma satisfactoria para el proceso de investigación.

6. TRABAJOS FUTUROS

- Como trabajo a futuro o segunda fase de este proyecto de grado se espera que el semillero de investigación GRISS de la universidad de Colombia pueda continuar con el proceso de desarrollo y construcción del cuadricóptero, llevando este modelo a pruebas físicas y reales que determinen de manera definitiva el funcionamiento del sistema de control.
- Luego de cumplir con los objetivos presentados en este documento se considera pertinente realizar la implementación de la simulación en el software de robótica ROS. Determinando las diferentes ganancias requeridas en el controlador de manera analítica y no a prueba y error como se realizó en este trabajo, lo cual no solo permitirá un análisis comparativo entre los sistemas de simulación de ambos softwares, si no que abrirá un campo de acción a la línea investigativa de la universidad hacia un software de punta en cuanto a la robótica mundial.
- Por parte de un desarrollo interdisciplinario se propone realizar una aplicación que permita el control de las trayectorias que se deseen realizar para un recorrido de riego diferente a los convencionales o a los mostrados en este trabajo.

7. RECOMENDACIONES

Para la continuación de una investigación afín a la desarrollada durante este proyecto de grado se recomienda tener como fuente importante los trabajos realizados por el señor Samir Bouabdallah, los cuales tienen una gran cantidad de aportes referentes a la construcción y desarrollo de vehículos aéreos no tripulados.

Para el desarrollo de la simulación en software como matlab o diferentes al mismo, es importante tener en cuenta que aunque la documentación o división de paquetes puede parecer robusta, en realidad no es tan compleja de abordar, pero se recomienda realizar primero un estudio y comprensión de manera analítica las ecuaciones de estado entregadas por los modelos matemáticos, y tener claras las variables de diseño que van a caracterizar al vehículo aéreo no tripulado en estudio, y de esta forma buscar en primera instancia los archivos que generen las 12 variables iniciales, luego las constantes globales del sistema y por último las ecuaciones generalizadas del mismo. El análisis de los archivos en este orden permitió al grupo de trabajo del presente proyecto de grado realizar una aprehensión rápida del funcionamiento de la planta de control.

8. BIBLIOGRAFÍA

- [1]. AGRAS MG-1 – DJI's First Agriculture Drone - DJI. Página web oficial. 2019. Disponible en la web: < <https://www.dji.com/mg-1?site=brandsite&from=nav> >».
- [2]. ACOSTA, L, «REUTERS, Noticias Nacionales,» 26 junio 2018.
- [3]. Anonymous "Drones granjeros para el campo colombiano," El Espectador, 2016.
- [4]. ARTEAGA, Nelson. "Los drones se masifican en los cielos de América Latina," El Mercurio. México D.F. 2016. Disponible en la web: < http://www.scielo.org.mx/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1870-39252016000100263 >.
- [5]. Balasubramanian, E., & Vasantharaj, R. Dynamic Modeling and Control of Quad Rotor. SR Technical University. 2013. International Journal of ..., 5(1), p 63–69. Disponible en la web: <https://pdfs.semanticscholar.org/0a63/3124c8c3991d10f0b0205b2076bb3a4795f9.p>.
- [6]. BARRIENTOS, Antonio., PEÑIN, Luis., BALAGUER, Carlos y ARACIL, Rafael. Fundamentos de Robótica. Madrid. Universidad Politécnica de Madrid. 1997. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2ZFKvRW> _>.
- [7]. Benbouali, A., Taleb, R., Chabni, F., & Bessaad, T. PI control of quad-rotor unnamed vehicle based on lagrange approach modelling. Algeria, Hassiba Benbouali University , 2017. 1–4. Disponible en la web: < <https://doi.org/10.1109/ICMIC.2016.7804227> >.
- [8]. BOBADILLA, H., TORRES, I y RAMIREZ, U., «Diseño, construccion y control de una aeronave tipo dron,» Mexico, 2016.
- [9]. Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2004), 2004, Vol. 3, 2451–2456.

- [10]. BOUABDALLAH, Samir y SIEGWART, Roland. Full Control os a Quadrotor. Switzerland. Swiss Federal Institute of Technology. 2007. Disponible en la web: https://www.researchgate.net/publication/4297041_Full_control_of_a_quadrotor (154).

- [11]. BOUABDALLAH, Samir. design and control of quadrotors with application to autonomous flying. Trabajo de doctorado. Algérie. Université Aboubekr Belkaid. 2007. Disponible en la web: < https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf (21)>.

- [12]. BRESCIANI, Tommaso. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. Suecia. Lund University. 2008. Disponible en la web: < <http://lup.lub.lu.se/luur/download?func=downloadFile&recordId=8847641&fileId=8859343> >.

- [13]. BUSTAMANTE Waldo «Aplicaciones de los vehiculos aereos no tripulados en la ingenieria hidroagricola,» Tecnología y Ciencias del Agua , vol. III, nº 4, pp. 157-166, 2017.

- [14]. CALVO SEALING. Fibra de vidrio tipo E. Propiedades. Barcelona. Disponible en la web: http://calvosealing.com/sites/default/files/fibra_de_vidrio.pdf.

- [15]. Campo Juan, Cebrian Marco y Mata Fernando. “Modelado y control inteligente del Cuatrirotor QUANSER QBALL-X4”. (Universidad complutense de Madrid).2012.< https://eprints.ucm.es/16056/1/Modelado_y_control_inteligente_del_cuat_rirotor_Quanser_Qball-X4.pdf >.

- [16]. Carmona, U. R., & Cromwell, O. Diseño, construcción y control de una aeronave tipo dron. Mexico. Universidad nacional autónoma de México. 2016. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2IKEFtb>>.

- [17]. CHAO, H., & Chen, Y. (2012). Remote sensing and actuation using unmanned vehicles (198 pp.). Hoboken, New Jersey: Wiley-IEEE Press.

- [18]. Computer, A., & Complexes, I. Testing System for Unmanned Aerial Vehicles Microelectromechanical Sensors. Kiev. National Aviation

University.p. 180–183. Disponible en la web: < <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/8308804/authors> >.

- [19]. Cowling, I. D., Whidborne, J. F., and Cooke, A. K. Optimal trajectory planning and LQR control for a quadrotor UAV. In Proceedings of the UKACC International Conference on Control, 2006.
- [20]. Cultivos ilícitos erradicados con drones, un proyecto en Colombia | Radio Nacional de Colombia. Radio Nacional de Colombia. 2018. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2XOdktx> >.
- [21]. DAS, Abhijit., LEWIS, Frank y SUBBARAO, Kamesh. Backstepping Approach for Controlling a Quadrotor Using Lagrange Form Dynamics. EEUU. University of Texas at Arlington. 2009. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2UXxuEB> >.
- [22]. DEL POZO, Abelardo. MODELO CINEMÁTICO DINÁMICO DEL MINI ROBÓT MÓVIL RICIMAF. Cuba. Instituto de cibernética matemática y física, Dpto. Control Automático. 2012. Disponible en la web < <https://bit.ly/2V3zIHV> >.
- [23]. GUERRA S. “Sistema de diseño de drones” (Universidad del Azuay). 2016. Disponible en la web: < <http://dspace.uazuay.edu.ec/handle/datos/6016> >.
- [24]. GUERRERO Freddy y MENÉNDEZ Oswaldo. “Modelación, simulación y control de sistemas aéreos no tripulados utilizando inteligencia artificial”. (Escuela Politécnica Nacional). 2013.
- [25]. KAYA, Derya y KUTAY, Ali. MODELING, SIMULATION AND SYSTEM IDENTIFICATION OF A QUADROTOR HELICOPTER. Turkey. 2013. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2XQpemU> >.
- [26]. KENDOUL, Farid. Survey of Advances in Guidance, Navigation, and Control of Unmanned Rotorcraft Systems. Australia. Centre for Aerospace Automation. 2011. Disponible en la web: < <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/rob.20414> >.
- [27]. KOCH, Michael y LUPTON, David. Fibra de vidrio. Bloc. Tecnología de los plásticos. 2011. Disponible en la web:

<https://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/12/fibra-de-vidrio.html>.

- [28]. Lupashin, S., Schöllig, A., Sherback, M., and D'Andrea, R. A simple learning strategy for high-speed quadcopter multi-flips. In Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2010, 1642–1648.
- [29]. MAKEITFROM. Polylactic Acid (PLA, Polylactide). 2018. Disponible en la web: <https://www.makeitfrom.com/material-properties/Polylactic-Acid-PLA-Polylactide/>.
- [30]. MMC F4 Agriculture UAV Drone en venta | Agricultura mundial. disponible en la web: < <https://bit.ly/2IWGT0x> >.
- [31]. Negrete J.C.” Mecanización Agrícola en México”. México D.F. 2006.
- [32]. OTTEN, E. Inverse and forward dynamics: models of multi-body systems. Netherlands. Institute of Movement Sciences, University of Groningen. 2003. Disponible en la web: < <https://europepmc.org/backend/ptpmcrender.fcgi?accid=PMC1693250&blobtype=pdf> >.
- [33]. Pederi, Y. A., & Cheporniuk, H. S. Unmanned Aerial Vehicles and new technological methods of monitoring and crop protection in precision agriculture. 2015 IEEE 3rd International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2.
- [34]. PEÑA, Mauricio., VIVAS, Edilberto y RODRIGUEZ, Carol. Modelamiento Dinámico y control LQR de un Quadrotor. Investigación en Ingeniería. 2010. Disponible en la web: < [dialnet-modelamiento dinamico y control lqr de un quadrotor](#) >.
- [35]. PINILLA, Ortiz, J. W. “El futuro del vuelo no convencional”. P. 1. Disponible en la web:< <http://www.colombiaaprende.edu.co/html/docentes/1596/article-169055.html> >.
- [36]. PUERTO, Efrain. Presión Atmosférica. [sitio web]. 2011. Disponible en la web: <<https://efrainpuerto.wordpress.com/2011/02/26/f1-2/>>.

- [37]. Rachte, J. E., Toro, L. F. G., & McFadyen, A. Multi-rotor with suspended load: System Dynamics and Control Toolbox. Germany. University of Stuttgart. 2015, 1–9. Disponible en la web: < <https://doi.org/10.1109/AERO.2015.7119210>>.
- [38]. Raffo, G. V., Ortega, M. G., and Rubio, F. R. An integral predictive/nonlinear H^∞ control structure for a quadrotor helicopter. *Automática*, Vol. 46, 1 (2010), 29–39.
- [39]. Raffo, G. V., Ortega, M. G., and Rubio, F. R. Backstepping/nonlinear H^∞ control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle. 2008, 3356–3361.
- [40]. Raffo, G. V., Ortega, M. G., and Rubio, F. R. Path tracking of a UAV via an underactuated control strategy. *European Journal of Control*, Vol. 17, 2 (2011), 194–213.
- [41]. Rey, Daniel. «Navegacion Autonoma de drones y automatizacion de rutas aplicadas a la limpieza de edificios,» Catalunya. Escuela técnica de ingeniería de telecomunicaciones. 2017. Disponible en la web < <https://bit.ly/2SXTn1X>>.
- [42]. RICO, R., MAISTERRA, M., GIL-MARTINEZ, M., RICO, J. NÁJERA, S. Identificación experimental de los parámetros de un cuatrirrotor. Bilbao. Departamento de Ingeniería Eléctrica, Universidad de La Rioja. 2015. Disponible en la web: < <https://bit.ly/2L68Cpz> >.
- [43]. RODRIGUEZ, L y ALCORTA, E. De la representación de sistemas Euler-Lagrange a la Hamiltoniana generalizada. En revista *Electrónica Nova Scientia*. México. Universidad Autónoma de Nuevo León. 2014. Disponible en: [scielo] < <https://bit.ly/2XQoL48> >.
- [44]. Rubio, D. J., Perez, H., Zamudio, Z., & Salinas, A. Comparison of two quadrotor dynamic models. (2014). p 1. Disponible en la web: < <https://sci-hub.tw/10.1109/TLA.2014.6868851> >.
- [45]. SALIH, Atheer., MOGHAVVEMI, M., MOHAMED, Haider y GAEID, Khalaf. Flight PID controller design for a UAV quadrotor. Malaysia. University Malaya Kuala Lumpur. 2010. Disponible en la web: < <https://pdfs.semanticscholar.org/9539/7d8dcdf0f086747c8980a592b13939>>.

- [46]. Setiono, F. Y., Candrasaputra, A., Prasetyo, T. B., & Santoso, K. L. B. Designing and implementation of autonomous quadrotor as unmanned aerial vehicle. Indonesia. Soegijapranata Catholic University. 2017. < <https://doi.org/10.1109/ICITACEE.2016.7892402> >.

- [47]. Spong, M. W., Hutchinson, S., & Vidyasagar, M. Robot Dynamics and Control Second Edition. (2004). p 221. Disponible en la web: < <http://home.deib.polimi.it/gini/robot/docs/spong.pdf> >.

- [48]. STEINECK, Adam. Flight Dynamics. 2015. Disponible en la web: <https://github.com/afconsult-south/dragonfly-fcb/wiki/Flight-Dynamics>.

- [49]. Super intendencia de industria y comercio, «Super intendencia de industria y comercio. Boletín Tecnológico,». 2015. Disponible en la web:< <https://bit.ly/2XNbxoL>] >.

- [50]. TAMAYO, Alejandro., VILLASEÑOR, Cesar., IBARRA, Juan and OROZCO, Santos. Multirotor Modelling and Simulation : Screws , S.O.A ., Euler Angles , Quaternions , Wind. Mexico. 2017. Disponible en la web:< <https://ieeexplore.ieee.org/document/8108853> >.

- [51]. Waslander, S. L., Hoffmann, G. M., Jang, J. S., and Tomlin, C. J. Multi-agent quadrotor testbed control design: Integral sliding mode vs. reinforcement learning. In Proceedings of the 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System.

- [52]. ZEROTECH-ZEROTECH Página web oficial | ZEROTECH drone | Drone. 2017. Disponible en la web: < <https://www.zerotech.com/en/shouhu03.html> >.

- [53]. ¿Fracasaron los drones para erradicar cultivos ilícitos? | Radio Nacional de Colombia. Radio Nacional de Colombia. 2018. Disponible en la web: < <https://www.radionacional.co/noticia/drones-erradicacion-cultivos-ilicitos> >.